creative commons

COMMONS DEED

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

dCollection

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

[UCI]I804:24011-200000265742

2016년 8월

박사학위 논문

역류제트를 이용한 센터바디 디퓨져의 성능특성에 관한 연구

조선대학교 대학원

항공우주공학과

김 종 록

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

역류제트를 이용한 센터바디 디퓨져의 성능특성에 관한 연구

A Study on Performance Characteristics of Center-body Diffuser with Counter-flow Jet

2016년 8월 25일

조선대학교 대학원

항공우주공학과

김 종 록

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

역류제트를 이용한 센터바디 디퓨져의 성능 특성에 관한 연구

지도교수 김 재 수

이 논문을 공학박사학위 신청 논문으로 제출함

2016년 4월

조선대학교 대학원

항공우주공학과

김 종 록

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

김종록의 박사학위논문을 인준함

위원장	조선대학교 교수	이 상 기 (인)
위 원	조선대학교 교수	김 태 규 (인)
위 원	조선대학교 교수	김 재 수 (인)
위 원	순천대학교 교수	이 경 환 (인)
위 원	한국항공우주연구원 책임연구원	박 정 주 (인)

2016년 6월

조선대학교 대학원

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

목 차

ABSTRACT

제 1 장 서론 ····· 1
제 1 절 연구배경 ····· 1
제 2 절 연구동향 ····· 4
1. 고공모사설비 ····· 4
2. 초음속 디퓨져 ····· 8
3. 역류제트 ····· 10
제 3 절 연구방법 및 목표 ····· 19

제 2 장 센터바디 디퓨져 설계 ····· 21
제 1 절 개요 ····· 21
제 2 절 2차목 디퓨져 형상 분석 ····· 21
1. 디퓨져 직경 ····· 22
2. 디퓨져에서 2차목의 직경 ····· 25
3. 2차목길이/직경비 ····· 27
4. 디퓨져 입구의 수축각에 따른 영향 ····· 28
제 3 절 2차목 디퓨져의 설계 ····· 32
제 4 절 센터바디 디퓨져와 2차목 디퓨져 관계 ····· 35
1. 직선부 ····· 36
2. 2차목직경 ····· 37
3. 2차목길이 ····· 37
4. 수축각과 콘반각 비교 ····· 38
제 5 절 센터바디 디퓨져 형상 분석 ····· 41
1. 콘 형상 ····· 41
2. 콘 형상에 따른 시동압력 ····· 45
3. 센터바디의 유동현상 ····· 47
제 6 절 센터바디 디퓨져 형상설계 ····· 51

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 7 절 디퓨져 진공도 성능예측 ····· 53

제 3 장 디퓨져의 유동해석 ····· 58
제 1 절 개요 ····· 58
제 2 절 수치해석기법 검증 ····· 58
1. 수치해석 검증모델 ····· 58
2. 수치기법 및 지배방정식 ····· 60
3. 유동해석 ····· 61
4. 수치해석 기법의 적용 ····· 68
제 3 절 센터바디 디퓨져의 유동해석 ····· 68
1. 격자 구성 및 해석 조건 ····· 69
2. 센터바디 디퓨져와 2차목 디퓨져의 특성비교 ····· 71
3. 센터바디 직선부에 대한 유동해석 ····· 74

제 4 장 역류제트 ····· 86
제 1 절 개요 ····· 86
제 2 절 역류제트 시험 ····· 86
1. 시험장치의 구성 ····· 86
2. 시험결과 및 유동해석 ····· 88
제 3 절 역류제트를 이용한 열차폐 시스템 ····· 94

제 5 장 결론 ····· 100

부록 ····· 102

참고문헌 ····· 122

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

LIST OF TABLES

Table 1-1 Wind tunnel configurations [13] ····· 12
Table 1-2 Specifications of DC plasma generator [13] ····· 12
Table 2-1 Vacuum pressure ratio of cylindrical diffuser for various A_3/A_t ···· 23
Table 2-2 Design parameters of STED ····· 34
Table 2-3 Design parameters of CBD to equivalent STED ····· 36
Table 2-4 Shock wave angle according to deflection angle (M=5.0) ····· 39
Table 2-5 Design parameters of CBD ····· 53
Table 2-6 Minimum vacuum pressure ratio of diffuser ····· 54
Table 3-1 The cases for CFD ····· 71
Table 3-2 Vacuum and starting pressure ratio of CBD and STED ····· 72
Table 3-3 Vacuum and starting pressure ratio of various cone-tip position ···· 75
Table 3-4 Vacuum and starting pressure ratio of various cone half-angle ····· 80
Table 4-1 Vacuum and starting pressure ratio of various counter-flow jet ····· 97

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

LIST OF FIGURES

Fig. 1-1 Comparison of diffuser types ····· 2
Fig. 1-2 Mach number distribution of center-body diffuser [2,7] ····· 3
Fig. 1-3 A3 test stand of NASA [5] ····· 5
Fig. 1-4 P4.1 test stand of DLR [2] ····· 6
Fig. 1-5 P4.1 test bench configuration [3] ····· 7
Fig. 1-6 Test configurations of VINCI engine [3] ····· 8
Fig. 1-7 Typical diffuser characteristics [9] ····· 9
Fig. 1-8 Plasma generator nozzle [13] ····· 13
Fig. 1-9 LPM(Long Penetration Mode, P_{jet}/P_0=3.2) [13] ····· 14
Fig. 1-10 SPM(Short Penetration Mode, P_{jet}/P_0=1.7) [13] ····· 14
Fig. 1-11 Counter-flow jet pattern of LPM [13] ····· 15
Fig. 1-12 Counter-flow jet pattern of SPM [13] ····· 16
Fig. 1-13 Pressure distributions for the penetration mode ····· 16
Fig. 1-14 Comparison of computational and experimental results for counter-flow jet [26] ····· 17
Fig. 1-15 Temperature contour plot for film cooling on hypersonic reentry module[25] ····· 18
Fig. 1-16 Comparison of computed wall temperature distribution with and without injection [25] ····· 18
Fig. 1-17 Counter-flow jet system of center-body diffuser ····· 20
Fig. 2-1 Flow model of cylindrical diffuser [28] ····· 23
Fig. 2-2 Theoretical performance of cylindrical diffuser for various A_3/A_t [28] ··· 24
Fig. 2-3 Experimental performance of cylindrical diffuser for various A_3/A_t [28] 24
Fig. 2-4 General configuration employed with STED [9] ····· 25
Fig. 2-5 Effect of contraction on exhaust-Diffuser performance [29] ····· 26
Fig. 2-6 Performance of convergent-divergent exhaust Diffusers [29] ····· 27
Fig. 2-7 Characteristic curve of STED [9] ····· 29
Fig. 2-8 Characteristic curve of CAED [9] ····· 29

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Fig. 2-9 Effect of contraction angle of STED (Bell nozzle) [29] ····· 30
Fig. 2-10 Effect of contraction angle of STED (Conical nozzle) [29] ····· 31
Fig. 2-11 Design parameters of STED ····· 32
Fig. 2-12 Comparison of CBD to equivalent STED ····· 35
Fig. 2-13 Shock wave patterns of STED and CBD ····· 37
Fig. 2-14 Effect of increasing the deflection angle [52] ····· 39
Fig. 2-15 Shock wave angle according to the mach number [53] ····· 40
Fig. 2-16 Effect of increasing the deflection angle (M_∞=5.0) ····· 40
Fig. 2-17 Flow combinations for sharp and spherically blunted cones [53] ····· 42
Fig. 2-18 Shock wave of cone half-angle ····· 42
Fig. 2-19 Composite heat transfer coefficients versus contour distance from stagnation Point(R = 1.58") [1] ····· 43
Fig. 2-20 Composite heat transfer coefficients versus contour distance from stagnation Point(R = 0.87") [1] ····· 44
Fig. 2-21 Composite heat transfer coefficients versus contour distance from stagnation Point(R = 0.395") [1] ····· 44
Fig. 2-22 Center-body of exhaust diffuser[31] ····· 46
Fig. 2-23 Starting and operating pressure of various cone half angle[31] ····· 46
Fig. 2-24 Effect of cone half angle on performance of diffuser [31] ····· 47
Fig. 2-25 Total pressure loss of ramjet inlet [57] ····· 49
Fig. 2-26 Flow patterns of ramjet [57] ····· 50
Fig. 2-27 Comparison of CBD and ramjet on the supersonic flow ····· 50
Fig. 2-28 Design parameters of CBD ····· 52
Fig. 2-29 Design parameters for obtaining minimum vacuum pressure ratio ····· 55
Fig. 2-30 Theoretical parameters for obtaining minimum vacuum pressure ratio · 55
Fig. 2-31 Experimental parameters for obtaining minimum vacuum pressure ratio ····· 56
Fig. 2-32 Starting pressure ratio versus nozzle expansion area ratio [31] ····· 56
Fig. 2-33 Diffuser contraction ratio versus nozzle expansion area ratio [31] ····· 57
Fig. 3-1 SED experimental setup and characteristic curve [9] ····· 59

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Fig. 3-2 Computational grid of SED ····· 62
Fig. 3-3 Mach number contours for transient regime (P_0/P_a=2~18) ····· 63
Fig. 3-4 Mach number contours for transient regime (P_0/P_a=20~36) ····· 64
Fig. 3-5 Characteristic curve for transient regime ····· 65
Fig. 3-6 Stream function contours for transient regime ····· 66
Fig. 3-7 Static temperatures in vacuum chamber for transient regime ····· 67
Fig. 3-8 Computational grid of CBD ····· 69
Fig. 3-9 Computational grid of STED ····· 70
Fig. 3-10 Comparison of characteristic curve of CBD and STED ····· 73
Fig. 3-11 Mach number contours at the starting pressure ····· 73
Fig. 3-12 Mach number contours (P_0/P_a=60) ····· 74
Fig. 3-13 Comparison of characteristic curve of CBD (α=20, H=0.0~0.5D_d) ····· 75
Fig. 3-14 Mach number contours for transient regime
(α=20, H=0.0D_d, P_0/P_a=10~43) ····· 76
Fig. 3-15 Mach number contours for transient regime
(α=20, H=0.0D_d, P_0/P_a=44~60) ····· 77
Fig. 3-16 Mach number contours for transient regime (α=20, H=0.25D_d) ····· 78
Fig. 3-17 Mach number contours for transient regime (α=20, H=0.5D_d) ····· 79
Fig. 3-18 Comparison of characteristic curve of CBD
(H=0.5D_d, α=10, 15, 20, 25, 30) ····· 81
Fig. 3-19 Mach number contours for transient regime (α=10, H=0.5D_d) ····· 82
Fig. 3-20 Mach number contours for transient regime (α=15, H=0.5D_d) ····· 83
Fig. 3-21 Mach number contours for transient regime (α=25, H=0.5D_d) ····· 84
Fig. 3-22 Mach number contours for transient regime (α=30, H=0.5D_d) ····· 85
Fig. 4-1 Experimental setup for counter-flow jet ····· 87
Fig. 4-2 Geometry of Counter-flow jet model ····· 87
Fig. 4-3 Counter-flow jet model ····· 88
Fig. 4-4 Comparison of computational and experimental results (P_{jet}/P_0=1.47) ··· 89
Fig. 4-5 Comparison of computational and experimental results (P_{jet}/P_0=2.64) ··· 89

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Fig. 4-6 Static pressure distribution for various P_{jet}/P_0 ····· 90
Fig. 4-7 Total pressure distribution for various P_{jet}/P_0 ····· 90
Fig. 4-8 Mach number contour for counter-flow jet (P_{jet}/P_0=1.47) ····· 91
Fig. 4-9 Mach number contour for counter-flow jet (P_{jet}/P_0=1.76) ····· 92
Fig. 4-10 Mach number contour for counter-flow jet (P_{jet}/P_0=2.64) ····· 92
Fig. 4-11 Mach number contours for counter-flow jet (P_{jet}/P_0=3.3) ····· 93
Fig. 4-12 Mach number contours for counter-flow jet (M=5.3, T_0=3400K) ····· 95
Fig. 4-13 Static temperatures distribution for various P_{jet}/P_0 (M=5.3, T_0=3400K) 96
Fig. 4-14 Total pressure contours of center-body-tip (m=5.3, T_0=3400K) ····· 96
Fig. 4-15 Concept design of counterflow jet ····· 97
Fig. 4-16 Mach number contours for counter-flow jet of CBD ····· 98
Fig. 4-17 Temperature profiles of center-body (P_{jet}/P_0=0.0~3.0) ····· 99

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

NOMENCLATURE

A_3	Area of nozzle exit
A_t	Area of nozzle throat
A_d	Area of diffuser inlet
A_{th}	Area of diffuser second throat
A_e	Area of nozzle exit
D_d	Diameter of diffuser
D_t	Diameter of diffuser second throat
D_{out}	Diameter of diffuser second throat
H	Length of center-body diffuser Inlet
L_{st}	Length of diffuser second throat
L_{total}	Total length of diffuser
M	Mach number
P	Normal pressure
P_0	Total pressure of engine
P_c	Chamber pressure
P_{st}	Starting pressure
P_{jet}	Counter-flow jet pressure
P_a	Atmosphere pressure
S	Length of diffuser Inlet
W_{th}	Diameter of Center-body
α	Cone half-angle
θ_{out}	Divergence angle
θ_d	Contraction angle
θ	Shock wave angle
ϵ	Nozzle expansion ratio

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

ABSTRACT

A Study on Performance Characteristics of Center-body Diffuser with Counter-flow Jet

by Kim Jong Rok
Advisor : Prof. Kim Jae-Soo, Ph. D.
Department of Aerospace Engineering
Graduate School of Chosun University

This thesis describes research on verification of performance characteristics of center-body diffusers and counter-flow jet injection of center-body diffusers in high-altitude simulation facilities.

The supersonic exhaust diffusers are generally used for rocket engine testing in high-altitude simulation facilities. They can be classified into the constant-area exhaust diffuser, the second throat exhaust diffuser, and the center-body diffuser. The center-body diffuser, compared to the constant-area exhaust diffuser and the second throat exhaust diffuser, can reduce the cost of a high-altitude simulation facility. However, since it is disadvantageous in terms of the cooling system and the aerodynamic heating, it is only used for p4.1 facility of DLR.

Therefore, this thesis proposed an efficient thermal protection system of the center-body diffuser with counter-flow jet injection.

The performance characteristics of the center-body diffuser and the counter-flow jet injection in the center-body diffuser were analyzed by analytical and the numerical methods. The counter-flow jet injection in the flow field of center-body diffuser was calculated with axisymmetric two-dimensional Navier-Stokes equation, with k-ε and S-A turbulence model.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

The center-body diffuser was compared with the second throat exhaust diffuser in terms of the starting pressure, the ratio of vacuum pressures, and the design parameters. The performance characteristics are related with design parameters such as cone half-angle, position, and blunt-cone of the center-body. This is closely related to the loss of total pressure according to the change of cone half-angle and blunt-cone of the center-body.

The counter-flow jet injection in the center-body diffuser was applied for the thermal protection system on the cone-tip of the center-body. The temperature of the cone-tip was reduced proportionate to the increase of pressure of the counter-flow jet. The cone-tip temperature of approximately 3400k was reduced to approximately 500k with the counter-flow jet injection compared to without the counter-flow jet injection in the flow field of the center-body diffuser. The flow phenomenon of LPM and SPM was confirmed to depend on the total pressure of counter-flow jet, the speed of flow field, and the shape of blunt-cone.

Finally, the counter-flow jet system was confirmed to be effective for thermal protection of the center-body diffuser. It was verified that the starting pressure of the center-body diffuser changed according to the cone shape. These results will be applicable to the development on the counter-flow jet system to improve the performance of the center-body diffuser.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 1 장 서론

제 1 절 연구배경

우주발사체의 핵심기술이라 할 수 있는 액체로켓엔진의 고공 환경을 모사하고 엔진의 성능을 검증하는 것은 발사체의 개발과정에서 매우 중요하다. 우주발사체의 운용환경 특성상 발사체엔진은 다양하고 급격한 환경변화에서 운용된다. 또한 이러한 운용환경을 모사하기 위하여 국내외적으로 여러 검증단계를 구현하기 위한 다양한 시험설비들이 구축되고 있다.[1-8]

발사체 엔진관련 시험설비는 대부분 지상의 환경조건을 만족하는 시험설비로 구성되며, 고공의 환경에서 작동성능을 예측하기 위한 설비는 고공모사설비로 실제 비행환경을 모사하기 위해서 진공챔버(Vacuum Chamber), 디퓨져, 이젝터 등 다양한 추가적인 설비가 사용되어진다. 이러한 고공모사설비는 낮은 압력과 고온의 시험환경을 모사하기 위해 고비용 및 대규모 형태의 시험설비가 필수적이다. 시험설비의 다양한 구성장비 중에서 비용과 설비운용 측면에서 고공조건을 모사하기 위한 초음속 디퓨져의 경우가 가장 핵심적인 기술이다.[1]

발사체 엔진의 노즐에서 나오는 연소가스의 경우 3000K 이상의 고온가스를 배출하고 이러한 고온가스에 초음속 디퓨져의 벽면은 직접 노출된다.[2] 이러한 고온의 환경은 디퓨져의 수명을 단축시킬 뿐만 아니라 냉각시스템에서 많은 구축비용 및 복잡한 설비가 필요하게 된다. 이러한 초음속 디퓨져는 진공챔버와 연결되어 단순 튜브형 디퓨져(CAED: Constant-Area Exhaust Diffuser)와 시동압력을 낮추기 위한 2차목디퓨져(STED: Second Throat Exhaust Diffuser)가 현재는 널리 사용되고 있다.[2-6] 현대의 우주산업의 발전과 더불어 발사체 및 엔진의 대형화는 이러한 디퓨져의 대형화를 가져왔고 그에 따라서 디퓨져의 길이를 고려하여 고공모사설비규모가 대형화 되었다. 설비 규모의 대형화에 따른 단점을 극복하기 위한 대안으로 센터바디 디퓨져(CBD: Center-body Diffuser)가 1960년대 제안되어졌다[1]. 하지만 센터바디 디퓨져는 내부의 센터바디(CB: Center-body)의 콘(Cone)부분에 공력가열에 의한 많은 열적 피로를 누적시키며, 고온의 연소가스에

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

의한 삭마 현상이 발생한다.[4] 이러한 단점 때문에 현재는 독일의 P4.1 설비[2]에서 유일하게 운용되고 있다. 센터바디의 콘 부분의 효율적인 열 차폐 시스템(TPS: Thermal Protection System)을 구축한다면 설비의 소형화 및 시험설비분야에서 많은 기술적 발전을 가져올 것이다. 또한 현재의 시험설비는 디퓨져의 형상에 따라서 성능이 좌우되므로 엔진의 노즐 직경에 따라서 디퓨져의 형상이 결정되고 개발엔진에 국한되어 사용되어질 수밖에 없는 형상을 가지고 있다. 다양한 엔진을 시험하기 위해서는 엔진에 따라서 디퓨져의 개조 및 설비의 개조가 필수적이며, 경우에 따라서는 새로운 설비를 구축하여야 한다. 이러한 단점을 극복할 수 있는 디퓨져의 종류로 센터바디 디퓨져가 있으며, 어댑터를 활용하면 일정 범위내의 노즐직경에 대해서 엔진시험을 수행할 수 있다. 하지만 센터바디 디퓨져의 단점은 고온, 고압의 연소가스에 센터바디의 콘 부분이 직접 노출된다는 것이다. 본 연구에서 제안되는 역류제트(Counter-flow Jet)를 활용한 열 차폐 시스템을 이용하여 효율적인 고공모사 설비를 구축할 수 있을 것으로 판단된다.

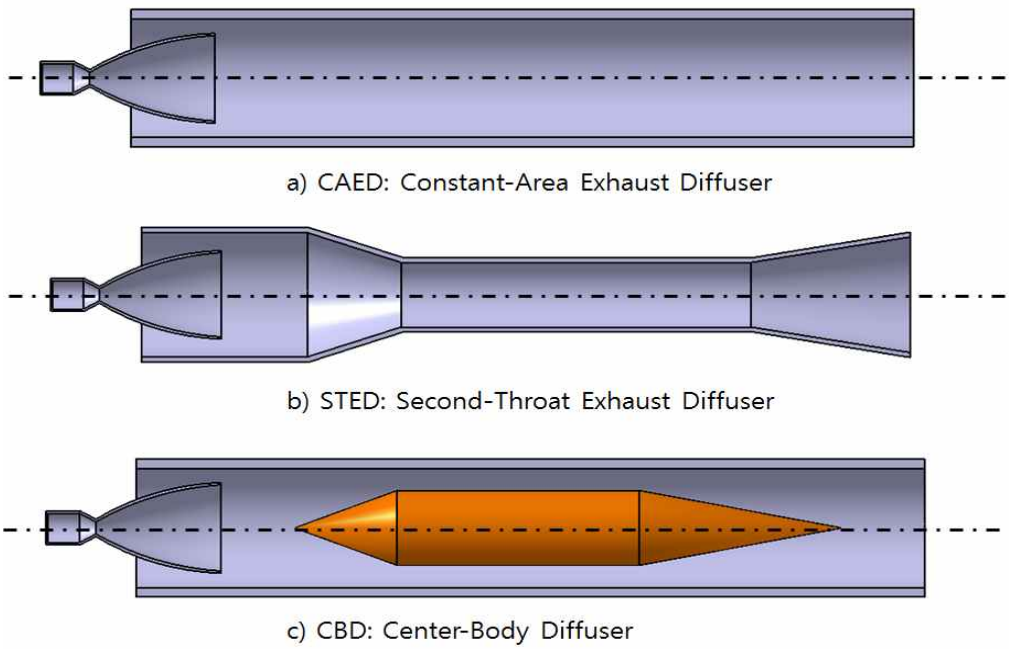
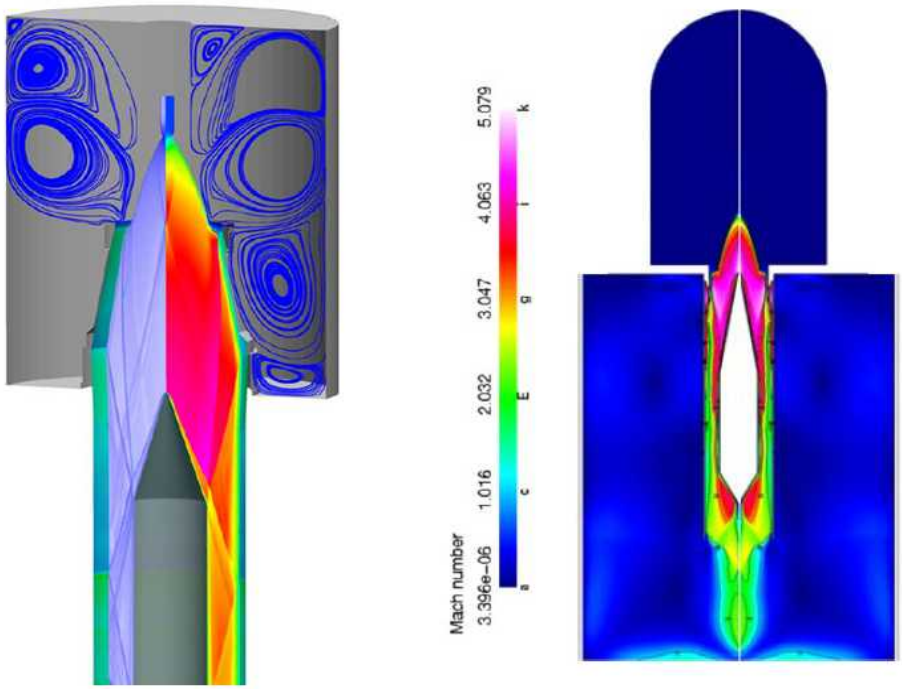


Fig. 1-1 Comparison of diffuser types

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



DLR's Facility (P-4.1)

NASA's Facility (B-2)

Fig. 1-2 Mach number distribution of center-body diffuser [2,7]

로켓엔진의 성능시험을 위하여 고고도를 모사하는 디퓨져는 Fig. 1-1과 같이 단순 튜브형, 2차목 디퓨져, 센터바디 디퓨져로 구분되어진다. 단순튜브형상은 튜브 형태로 제작이 용이한 반면 길이가 3가지 형상 중 가장 길어 설비의 공간을 많이 차지하는 단점이 있다. 2차목 디퓨져의 경우는 단순 튜브형과 비교하여 디퓨져가 작동하는 시동압력이 낮아지고 길이가 줄어드는 장점은 있으나, 2차목 디퓨져 또한 길이에 의한 설비 공간을 많이 차지하는 단점이 있다. 두 가지 경우와 비교하여 센터바디 디퓨져의 경우 길이가 짧고 시동압력이 낮으며, 다양한 노즐 확장비에 대한 시험이 가능하다는 장점이 있다. 하지만 Fig. 1-2에서 보이는 것과 같이 마하수 5이상의 속도에서 고온의 유동이 센터바디의 콘 부분에 직접적으로 영향을 미침으로서 콘 부분의 냉각 문제 및 고온 고속에 의한 삭마 현상이 발생

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

하므로 냉각시스템 및 센터바디의 어려움과 센터바디의 선두부(Tip)에 단열재 같은 재질을 사용하여 구성하여야하는 어려움이 있다. 따라서 본 연구에서는 콘의 선두부에 역류제트를 분사하는 시스템을 구축하여 센터바디의 콘 부분에 막냉각(Film Cooling)과 같은 효과를 나타내는 시스템을 제안하려 한다.

제 2 절 연구동향

1. 고공모사설비

Fig. 1-3과 Fig. 1-4에 해외의 대표적인 고공모사설비로는 미국의 A3와 독일의 DLR의 P4.1의 설비가 나타나 있다. 미국의 A3설비는 화성 탐사를 위한 발사체의 엔진인 J2X 엔진의 고공모사 시험을 위하여 개발되었으며, 30km 고도의 고공조건에서 점화 및 엔진 성능 시험을 위해 사용된다. A3설비의 특징은 2차목 디퓨져를 사용하며 디퓨져 내부에 2단의 이젝터를 설치하여 증기를 이용한 고고도 환경을 모사한다. 또한 이러한 이젝터 시스템은 고공에서 재점화 시험을 수행 할 수 있도록 구성되어 있다. 독일 DLR의 P4.1 설비는 센터바디 디퓨져를 활용한 설비로 A3와 동일하게 증기 이젝터를 사용하여 점화를 위한 고공모사 조건을 구현하며, 재점화를 할 수 있는 기능을 구현하였다. 또한 어댑터를 활용하여 다양한 노즐에 대한 시험을 수행할 수 있도록 구성되었다.[2-4] DLR의 P4.1은 국내외적으로 유일하게 센터바디 디퓨져를 사용하고 있으나 본 연구에서 제시하는 역류제트를 활용한 열차폐 시스템을 적용하지는 않았다.

Fig. 1-4에 나타나 있는 것과 같이 2차목 디퓨져를 사용하는 대표적인 시험설비인 NASA의 A3 시험설비의 구성은 엔진에 연료 및 산화제를 공급하기 위한 런탱크와 엔진 주위의 고고도 환경를 모사하기 위한 진공챔버, 내부 엔진 지지부, 초음속 디퓨져, 아음속 확산부로 구성되어 있다. 엔진 시험 시 진공챔버 내부를 고공조건으로 압력을 낮추고 1단 과 2단의 이젝터를 사용하여 진공챔버 및 디퓨져 내부를 고공의 환경 조건으로 유지하며 엔진시험을 수행한다.[5] 1단과 2단의 이젝터의 기능은 디퓨져 및 진공챔버의 진공도를 유지하는 기능뿐만 아니

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

라 고공 환경에서 엔진의 재점화 시험을 수행할 수 있도록 진공도를 유지하는 기능도 수행한다.

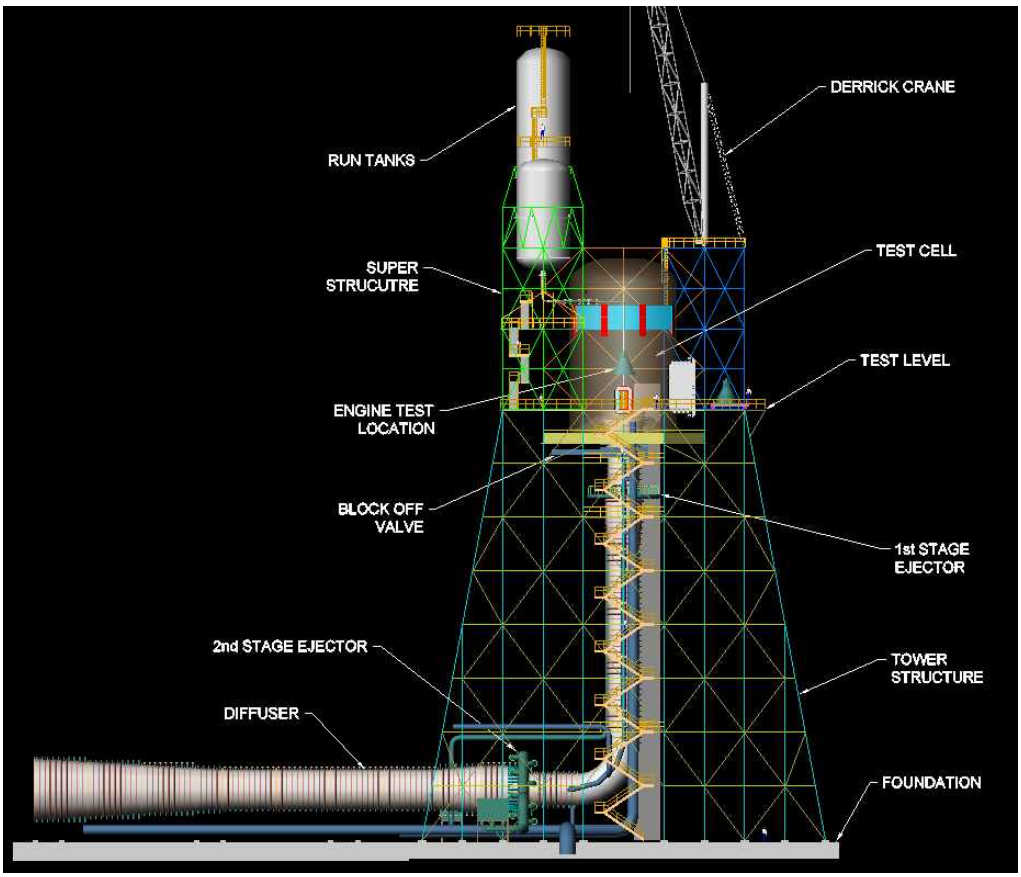


Fig. 1-3 A3 test stand of NASA [5]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

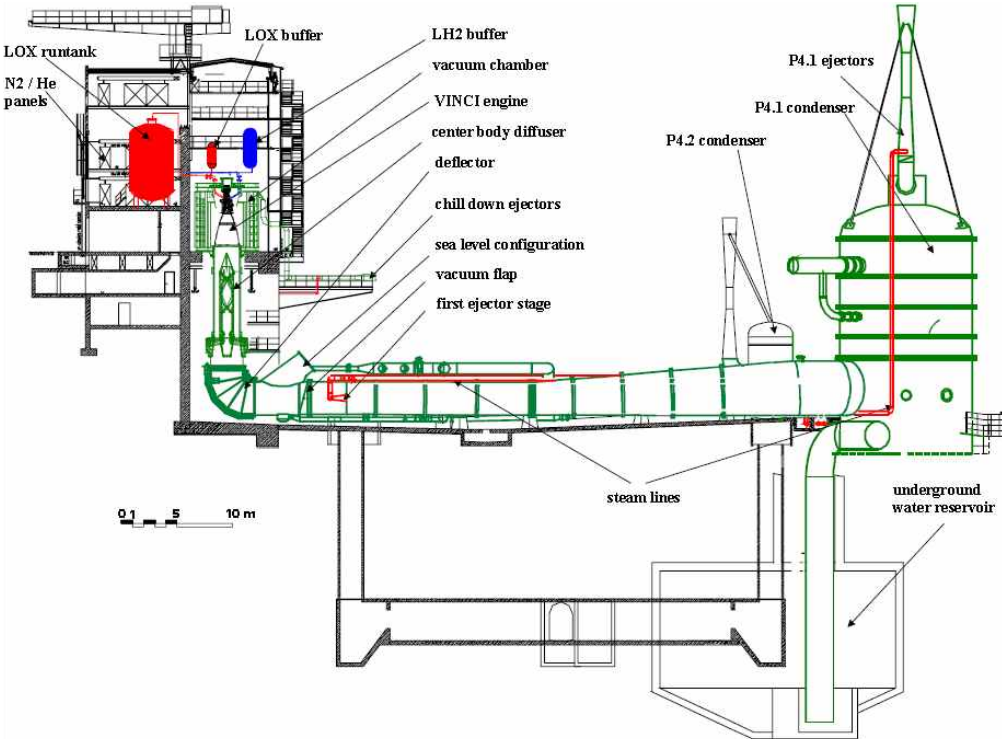


Fig. 1-4 P4.1 test stand of DLR [2]

센터바디 디퓨져를 사용하는 독일 DLR의 P4.1 설비의 주요 구성품은 A3의 주요 설비의 구성과 유사하다. 하지만 P4.1의 경우 산악지역에 위치한 특성 때문에 항우연의 연소시험설비와 유사한 응축기(Condenser)를 사용하여 엔진 후류 및 수증기를 배출하는 시스템을 사용한다. Fig. 1-5에 센터바디 디퓨져를 사용하는 설비의 세부 구성도가 나타나 있다. 진공챔버 및 디퓨져 내부의 진공도를 유지하기 위해 증기 이젝터를 사용하여 내부 진공도를 유지한다. 또한 증기 이젝터를 활용함으로서 고공환경에서 엔진의 재점화 시험을 수행 할 수 있도록 구성되어 있다.[3] 디퓨져의 냉각 시스템은 외부 디퓨져와 센터바디는 동일하게 채널냉각 시스템을 사용하며 사용되어진 냉각수는 센터바디의 후단에서 디플렉터(Deflector)를 거쳐 응축기를 통해서 외부로 분출된다.

Fig. 1-6에 나타나 있는 것과 같이 센터바디 디퓨져의 장점은 디퓨져의 교체 없이 다양한 엔진 노즐에 대해서 시험을 수행 할 수 있다는 것이다. P4.1에서 수

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

행한 Vinci 엔진의 경우 고공의 압력변화에 대해서 엔진의 효율성을 극대화하기 위해 확장형 노즐을 사용하며 확장비(ϵ)는 22.3~243 이다. 이러한 노즐의 시험을 위해 Fig. 1-6에 보이는 것과 같이 어댑터를 활용하여 시험을 수행하였다. 이러한 특징은 센터바디 디퓨져의 축대칭 구조의 특성 및 센터바디가 2차목 디퓨져의 특성을 유지하면서 어댑터를 이용해 엔진노즐 확장비에 따라서 단면적비를 유지할 수 있기 때문이다.

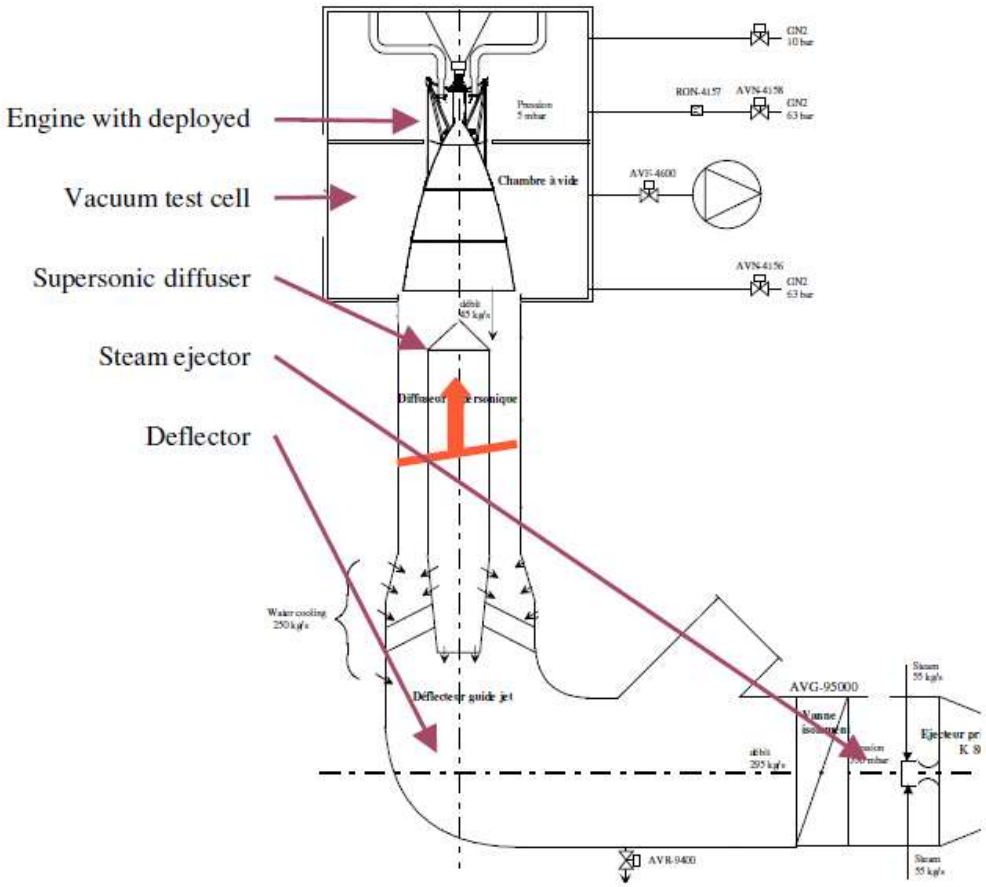
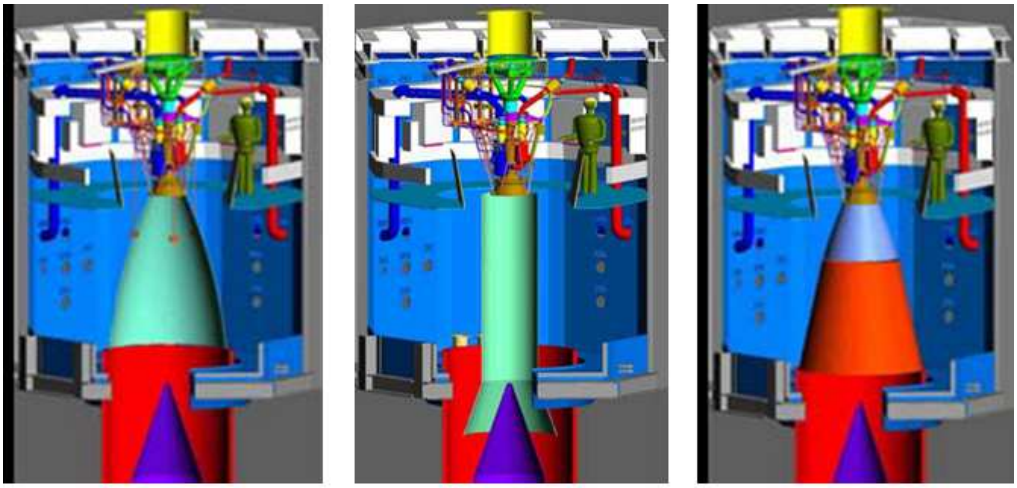


Fig. 1-5 P4.1 test bench configuration [3]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



ε=243 ε=22.3 ε=93

Fig. 1-6 Test configurations of VINCI engine [3]

2. 초음속 디퓨져

로켓엔진의 성능 모사를 위한 고고도 모사설비의 주요 구성장치인 초음속 디퓨져(SED: Supersonic Exhaust Diffuser)는 엔진 연소후류의 모멘텀에 의해서 고고도모사 환경을 구현하는 장치로 유입효과(Entrainment Effect)에 의해 고고도의 환경을 구현한다. 엔진의 연소가스의 속도가 증가함에 따라서 2차유동인 진공챔버 내부유동을 외부로 배출하는 현상이 발생하며 이러한 유동현상에 의해서 진공챔버 내부의 진공압력을 유지한다. 이러한 유동현상은 앞에서 언급한 3가지의 단순 튜브, 2차목 디퓨져, 센터바디 디퓨져가 동일한 원리로 고고도의 환경을 구현한다. 유입효과에 의해 진공챔버의 압력이 지속적으로 내려가며 연소가스의 속도 증가 및 팽창파가 형성된다. 연소가스에 의해 발생하는 팽창파 주변의 압력이 고고도의 진공압을 형성하게 되며, 이때 연소가스의 팽창파가 디퓨져의 벽면에 반사되어 충격파를 형성함으로서 물리적인 장벽과 같은 역할을 하며 엔진 노즐 주변의 압력을 차단하게 된다. 이러한 유동현상에서 2가지 중요한 관점은 정상상태의 성능모사와 디퓨져의 시동과정에서 발생하는 천이구간에서 유동의 영향에 따른 진공챔버의 환경의 변화이다. 또한 3가지의 디퓨져 형상 및 작동 방식에 따

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

라서 시동압력(Starting Pressure), 작동압력(Breakdown Pressure), 진공압력에서 많은 차이를 나타낸다.

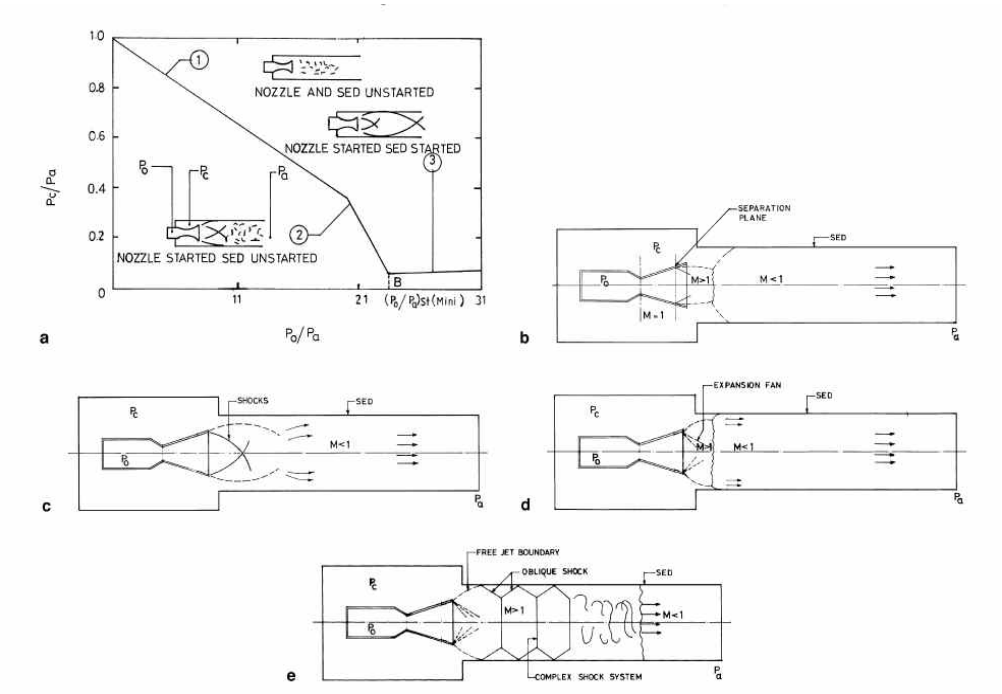


Fig. 1-7 Typical diffuser characteristics [9]

일반적인 초음속 디퓨져의 천이구간에 대한 유동현상은 Fig. 1-7과 같이 나타나며 다음과 같은 유동특성에 따라 영역이 구분된다. [9]

아음속 구간: a의 ①번 구간으로 엔진 연소실의 압력이 상승하는 영역이다. 연소가스의 모멘텀에 의한 진공챔버의 압력이 낮아지는 구간으로 초기에는 Fig. 1-7의 b와 같이 엔진의 낮은 연소압력으로 디퓨져 내부가 아음속 영역이 되며, 다음 단계로 c와 같이 엔진 연소압력이 상승함에 따라서 연소가스가 팽창하는 구간이다.

시동구간: a의 ②번 구간으로 연소가스에 의한 연소압과 진공챔버의 압력비

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

(P_c/P_a)가 증가함에 따라서 팽창파를 발생시켜 연소가스가 디퓨져 내부로 진행하는 구간으로 디퓨져가 시동하기 전 연소가스의 속도가 증가하고 그에 따라서 진공챔버의 압력이 급격하게 낮아지는 구간이다.

초음속구간: a의 ③번 구간으로 디퓨져 내부에 초음속유동이 형성되며 디퓨져의 시동압력 이상으로 연소실의 압력이 상승함에 따라서 진공챔버의 압력이 상승하는 구간

이러한 초음속 디퓨져의 정상작동 상태까지의 천이구간에서의 유동의 변화 및 압력변화는 앞에서 언급한 3가지 디퓨져에서 동일한 유동 현상으로 나타내며, 디퓨져의 형상에 따라서 시동압력 및 작동압력의 값은 다르게 분포한다.

3. 역류제트

고속의 비행체가 개발되어진 이후부터 현재까지 고속의 속도영역에서 더 많은 항력감소와 열차폐에 대한 방법을 개발하기 위해 다양한 연구가 계속되고 있다.[25] 지금까지의 항공우주분야의 기술적 고속성장에도 불구하고 극초음속 및 초음속 비행체의 주위에 발생되어지는 충격파의 생성에 의한 공력특성의 변화는 항공역학 분야에서 해결 할 수 없는 난제로 생각되어져 왔다. 하지만 최근에 이러한 난제를 풀기위한 연구들이 항공우주분야에서 시도되고 있다. 비행체의 선두부에서의 역류제트를 이용하여 충격파에 의한 항력과 공력가열의 감소 및 유동을 제어하기 위하여 다양한 연구들이 진행 되고 있다.[10-26]

여러 가지 연구 분야 중에서 가장 주목을 받고 있는 분야는 비행체에 형성된 충격파의 전방 부분의 유동영역에서 유동방향의 역방향으로 역류 제트를 분사하는 방법이다[11, 13]. 역류제트에 의해서 공기는 급격히 팽창하게 되고 비행체의 운동 방향으로 밀도가 낮은 영역이 발생하게 된다. 비행체 전방에 인위적인 역방향의 제트에 의한 영향으로 궁형 충격파의 세기를 완화시킬 수 있으며, 유동을 제어하는 방법으로 사용할 수 있다. 이러한 효과적인 충격파 세기의 감소 방법은

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

비행체의 표면과 부품의 내구성 증가와 공력가열에 의한 단열부품의 요구조건을 완화시키는 결과를 가져올 수 있다. Endwell O. Daso등[11]의 시험 및 해석결과에 따르면 초음속과 극초음속으로 비행하는 유선형 물체일 경우 추력/역추력비가 1보다 큰 경우 조파항력에서도 상당한 수준의 감소를 얻었으며, 블런트(Blunt) 형상의 경우는 그 효과가 더욱 증가되어지는 것으로 알려져 있다. 또한 P. Nair 등[25]은 블런트 형상에서 역류제트를 분사 할 경우 블런트 형상의 선두부에 열차폐를 수치해석을 통하여 증명하였다. 이러한 장치를 고공모사 시험설비의 센터바디의 선두부에 적용하여 실용화 되어질 경우 시험설비의 구축비용 및 운용비용을 현저히 감소시킬 수 있을 것이다.

고속 비행체의 선두부에서 항력감소방법에는 고전적인 방법으로 1950년대에 적용되어진 에어로 스파이크에 의한 항력감소방법이 있다. 에어로 스파이크와 역류제트분사 방법은 큰 틀에서 충격파를 교란한다는 점에서 같은 방법이라 하겠지만 역류제트분사방법은 에어로 스파이크와 비교하여 역류제트분사에 의해서 충격파를 완화시킴으로서 좀 더 효율적이고 다양한 유동영역에서 사용할 수 있다. 역류제트분사의 경우 비행체의 다양한 속도영역에 따른 역류제트의 유동을 조절함으로서 좀 더 효율적인 이용이 가능하고 에어로 스파이크의 구조적인 강성 등의 문제를 해결할 수 있다.[25] 고속의 비행체에서 역류 제트를 발생시키는 방법으로 플라즈마를 이용하며, 플라즈마를 사용하는 중요한 이유는 고속에서 유동 방향의 반대방향으로의 강한 제트를 분사하기 위해서는 고에너지의 유체가 필요하고 비행체의 경우 제트분사 장치를 구성하기 위한 중량의 문제가 발생하므로 비교적 중량이 작으며 단순화된 형태인 플라즈마 발생기를 사용하는 연구가 진행되고 있다. 플라즈마 발생기의 원리는 내부에서 아크(Arc)를 발생시킴으로서 고압 및 고온의 이온화된 플라즈마를 생성하여 역류제트를 분사한다.[23] 본 연구에서는 고공모사 시험설비의 센터바디 디퓨져 역류분사 시스템으로 플라즈마를 적용하지 않고 질소 시스템을 적용하였다. 질소시스템을 적용한 이유는 시험설비의 경우 중량에 대한 제약이 없으며, 질소는 로켓 엔진 시험설비에 필수적으로 활용되는 유체이다. 또한 시스템이 비교적 단순하고 기존의 설비를 개조하여 활용할 수 있다는 장점이 있다.

구소련에서 시작되어진 역류제트 및 항력감소에 대한 연구는 구소련의 붕괴이

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

후에 미 공군 연구소(Air Force Research Laboratory), 프린스턴 대학(Princeton University)등 미국의 주요연구소에서 다양한 실험 등이 수행되어졌다.[10-25] 초기의 역류제트분사에 의한 비행체 항력감소에 관한 연구는 충격파를 교란함으로서 비행체의 공기역학적 변화와 더불어 공력가열에 대한 연구로 시작되었다. 보잉, Rockwell Science Center, 그리고 러시아의 Institute of Theoretical and Mechanics in Novosibirsk은 블런트 형상인 비행체의 선두부에서 역류제트를 분사함으로서 항력을 22%이상 감소할 수 있다는 연구결과를 나타내었다.[10-13]

대표적인 역류제트분사의 연구로서 N. D. Malmuth[13]의 실험적 연구가 있다. 마하수 2.0, 2.5, 4.0의 유동장에서 역류제트분사에 따른 경사각 30도인 블런트 형상의 동체에서의 압력분포와 항력에 대한 연구결과를 나타내고 있다. 역류제트의 전압력(P_{jet})의 크기에 따라서 두 가지의 유동현상을 나타내고 있다. 역류제트의 전압력(P_{jet})이 높은 경우에 나타나는 유동현상을 LPM(Long Penetration Mode)로 정의하고 역류제트의 전압력(P_{jet})이 낮은 경우에 나타나는 유동 현상을 SPM(Short Penetration Mode)로 정의하여 제트분사의 길이에 따른 유동의 변화에 대한 비교분석을 수행하였다.

참고문헌[13]의 실험 장치 및 구성은 크게 시험부와 DC 플라즈마 발생기로 구성되어져 있으며, 규격 및 시험 조건은 다음과 같다.

Table 1-1 Wind tunnel configurations [13]

Mach number	2.0, 2.5, 4.0
Total temperature	300K
Stagnation pressures	0.7g/s
Test section	200×200mm

Table 1-2 Specifications of DC plasma generator [13]

Power supply	100~200V
Discharge current	30~60A
Gas flow	1~3atm
Temperature of nitrogen	5000k

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Fig. 1-8는 참고문헌[13]의 시험모델의 기본형상이다. 역류제트 분사노즐의 직경은 2mm이고 선두부의 블런트 직경은 9mm이다. 노즐분사 직경과 비교하여 블런트의 직경이 약 4배 크게 구성되어 있다. 유동속도, 역류분사 압력에 따라서 앞에서 언급한 LPM과 SPM의 다양한 유동현상이 나타나는데 이러한 유동 현상은 역류 제트 분사압력 뿐만 아니라 블런트 형상, 유동속도에 따라서 유동 형태가 변한다.

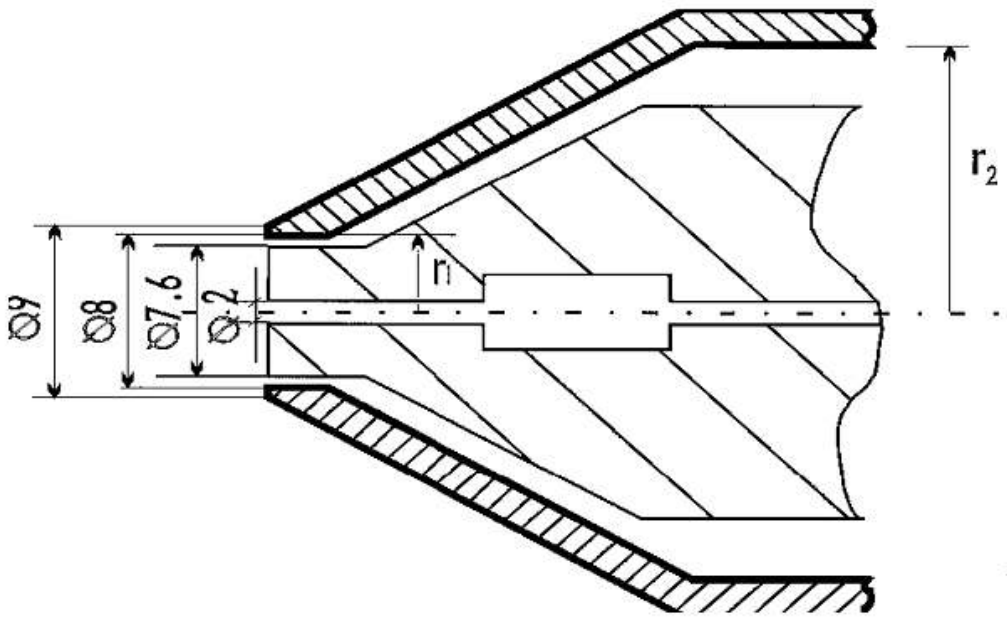


Fig. 1-8 Plasma generator nozzle [13]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

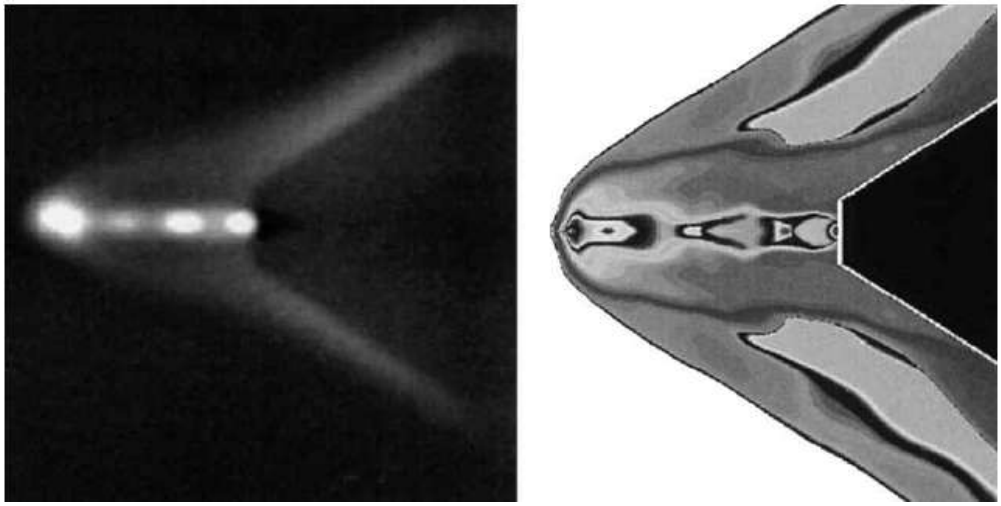


Fig. 1-9 LPM(Long Penetration Mode, P_{jet}/P_0=3.2) [13]

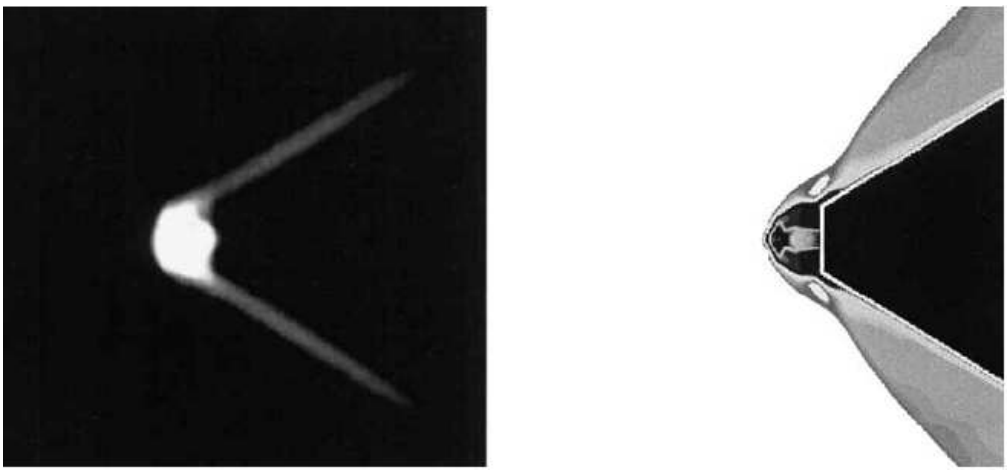


Fig. 1-10 SPM(Short Penetration Mode, P_{jet}/P_0=1.7) [13]

Fig. 1-9와 Fig. 1-10에 분사 압력에 따른 시험결과가 나타나 있다. 앞에서 언급한 것과 같이 역류제트의 분사 압력에 따라서 LPM과 SPM인 두 가지의 형태의 유동으로 구분하여 나타난다. LPM형태의 제트분사는 에어로 스파이크에서 나타나는 펜슬유동과 같으며 높은 압력과 초음속이나 극음속의 유동에 대항하여 침투하는 결과를 나타내고 있다. SPM의 경우는 LPM과 비교하여 유동에 침투길이

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

가 비교적 짧으며 이에 따라서 펜슬유동 효과가 적고 충격파에 대한 교란현상도 작게 나타난다. Fig. 1-11과 1-12는 두 가지 경우의 유동 현상에 대한 개략도이다.

Fig.1-13에는 압력비에 따른 수치해석 결과와 실험결과를 비교하였다. 실험결과와 비교하여 수치해석 결과의 경우 LPM의 경우는 실험결과와 비교하여 불일치하는 결과를 나타내고 있다. 특히 블런트 형상의 선두부에서의 압력 분포는 참고문헌[13]의 수치해석 결과가 실험결과와 많은 차이를 나타내는 것을 알 수 있다. 이것은 수치해석 결과의 경우 플라즈마의 영향에 대한 결과를 도출하지 못한 것으로 판단된다.

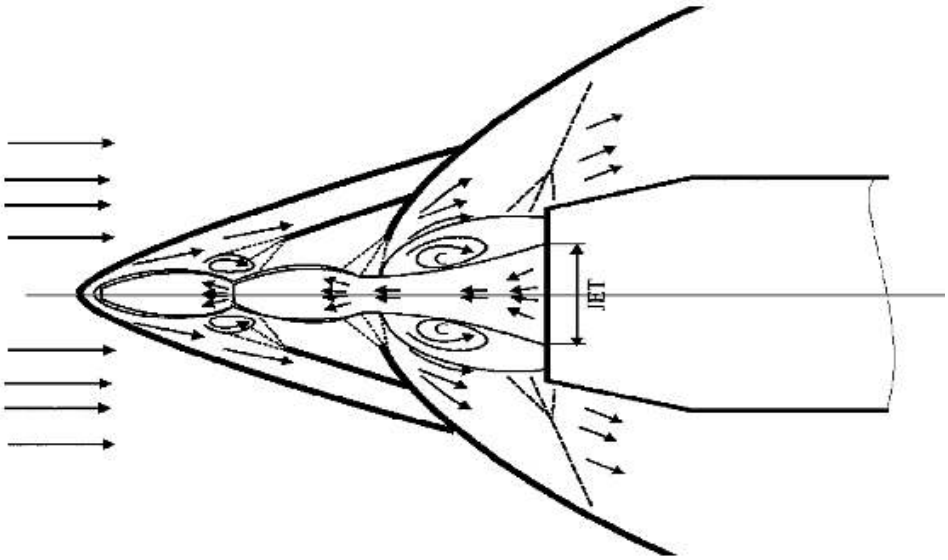


Fig. 1-11 Counter-flow jet pattern of LPM [13]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

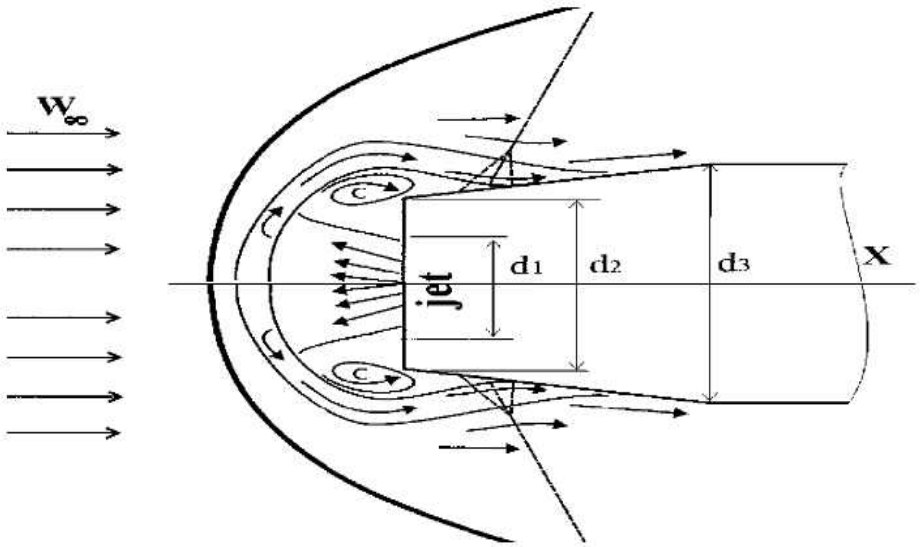
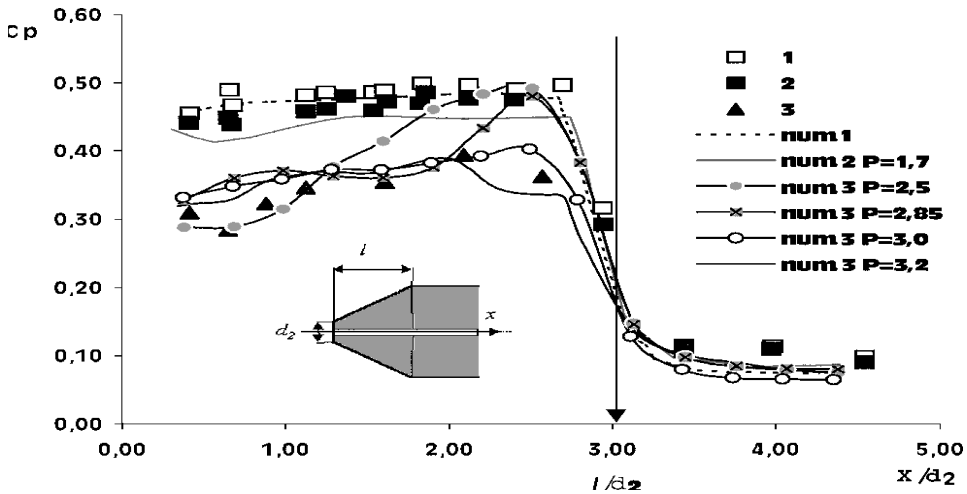


Fig. 1-12 Counter-flow jet pattern of SPM [13]

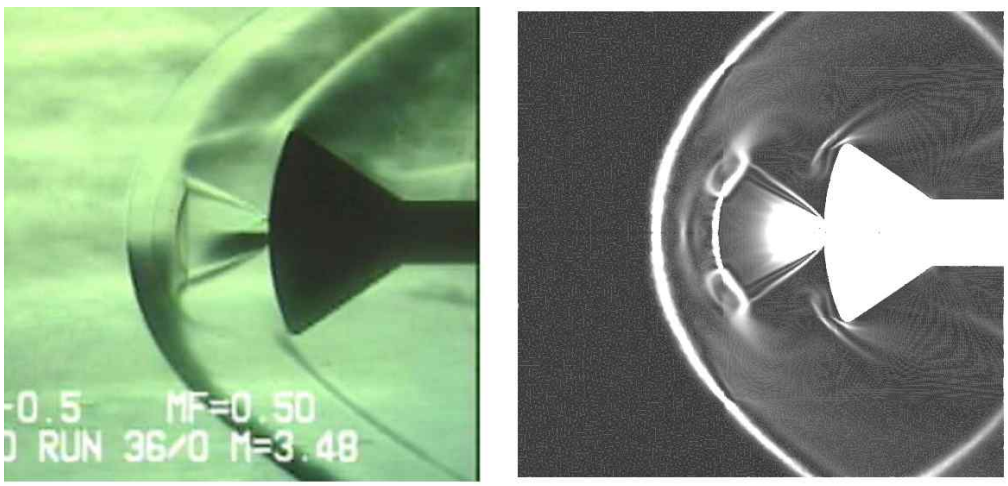


Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

우주왕복선과 같은 재돌입 비행체는 대기에 진입 시 공력가열에 의한 고온의 환경에서 비행체를 보호하기 위해서 열차폐 시스템으로 세라믹 등의 단열재를 활용한다. 최근 NASA에서는 아폴로와 같은 재돌입 캡슐 시스템에 열차폐의 방법으로 역류제트에 의한 열차폐 시스템을 연구하고 있다.[25] Fig. 1-14에 Chau Lyan Chang등[26]이 연구한 재돌입 비행체의 열차폐 시스템을 위한 역류제트분사에 대한 시험과 유동해석 결과가 나타나 있다. 역류제트를 분사함으로서 재돌입 비행체의 전방에 역류제트에 의한 충격파를 미리 생성시키는 방법으로 열차폐 시스템을 구성하였다.

Fig. 1-15와 Fig. 1-16에 참고문헌[25]의 연구결과가 나타나 있다. 역류제트를 분사할 경우 역류제트 주변의 유동장의 온도분포와 벽면의 온도분포는 역류제트를 분사함으로서 현저히 낮아지는 현상이 나타나며 재돌입 비행체의 선두부의 온도가 3000K에서 500K으로 낮아지는 효과를 나타낸다.



(a) Experimental Schlieren picture (b) Numerical Schlieren

Fig. 1-14 Comparison of computational and experimental results for counter-flow jet [26]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

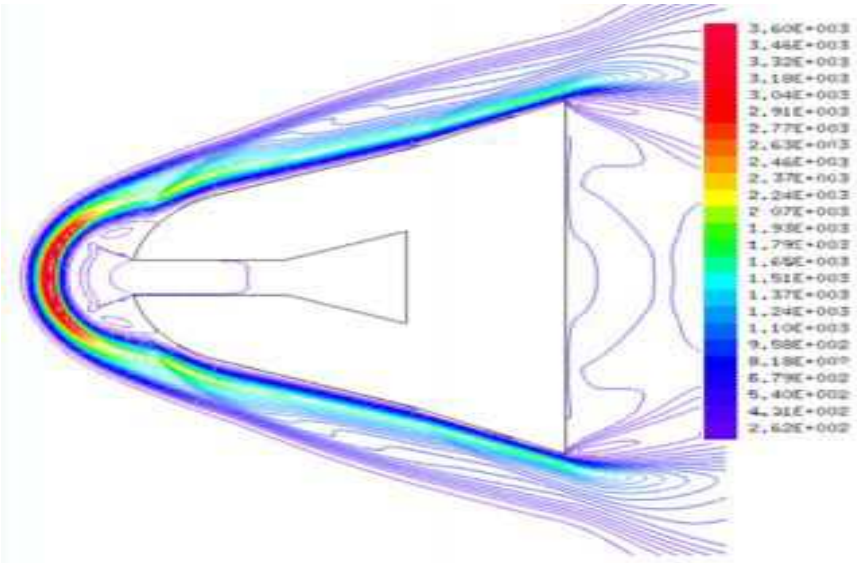


Fig. 1-15 Temperature contour plot for film cooling on hypersonic reentry module[25]

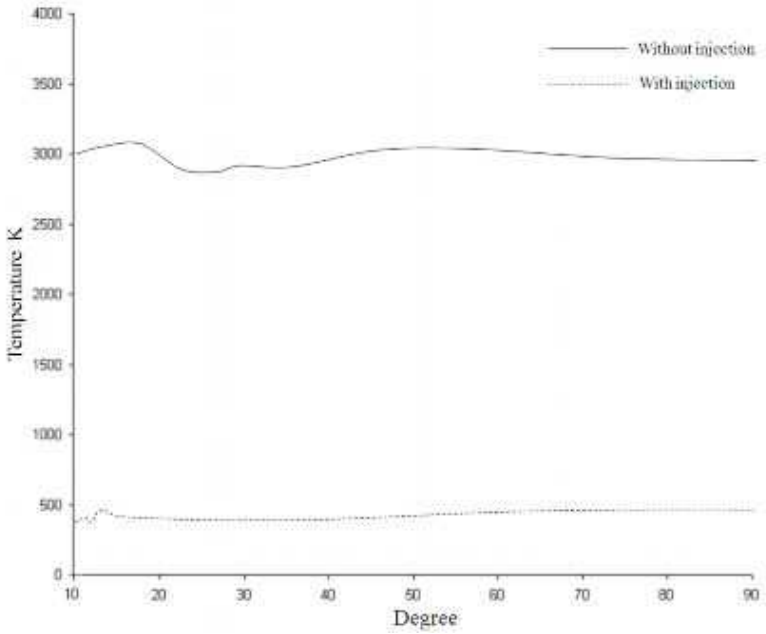


Fig. 1-16 Comparison of computed wall temperature distribution with and without injection [25]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 절 연구방법 및 목표

본 연구에서는 2차목 디퓨져의 형상설계 변수가 성능에 미치는 영향성을 기존의 A. Fortini[27], L. William[28], J. N. Sivo[29] 등이 제시한 시험결과를 분석하여 제시하고 산출된 형상에 대해서 유동해석을 통한 검증을 수행하였다. 2차목 디퓨져의 각 설계변수는 W. D. Stinnett [1]이 제시한 것과 같이 센터바디 디퓨져의 각 설계변수와 대응되며, 참고문헌[27-31]의 시험데이터를 분석하여 대응되는 센터바디 디퓨져의 설계변수를 분석하고 2차목 디퓨져에 대응되는 센터바디 디퓨져 설계를 수행였다. 또한 유동해석을 통하여 그 효용성을 검증하였다.

센터바디 디퓨져의 성능 개선을 위해 우주발사체의 재진입 시에 활용되어지는 역류제트의 원리를 응용하여 센터바디를 보호하기 위한 열차폐 시스템에 적용하였다. 재돌입 비행체는 공력가열에 의한 높은 온도의 환경에서 비행체를 보호하기 위하여 플라즈마 기체를 역류제트로 활용하여 유동장을 형성하고 비행체에 가해지는 열적 피로도를 감소시킨다.[26] 또한 역류제트를 분사함으로써 에어로스파이크(Aero Spike)와 같은 기능을 함으로써 비행체의 저항을 감소시키는 기술로도 활용된다. 이러한 역류제트의 유동현상을 센터바디에 적용하기 위하여 유동현상에 대해서 풍동시험을 통한 검증을 수행하였으며, 풍동시험결과를 유동해석결과와 비교 검토하였다. 본연구의 최종 목적은 센터바디의 선두부에 역류제트를 분사하여 유동장을 형성하고 그에 따른 센터바디의 열적 피로를 감소시키고 센터바디의 구조적 강도를 보장하는 시스템을 제안하고 수치해석을 통하여 검증하는 것이다.

Fig. 1-17에 역류제트를 분사하는 시스템의 개략도를 구성하였다. 기본 개념은 일반적으로 시험설비에서 많이 활용되는 질소 시스템을 활용하여 센터바디의 선두부에 고압의 질소를 이용하여 역류제트를 분사하는 것이다. 시험설비에서 고압의 유동을 구현하는 방법으로는 고압의 질소뿐만 아니라 수증기를 활용하는 방법[2]이 있으나 200 bar 이상의 대유량의 수증기를 생성하는 경우 로켓엔진과 같은 고온을 형성하는 연소 시스템이 필요하므로 비교적 구현하기 쉬운 질소 시스템을 구성하는 것이 적합할 것으로 판단하였다. 또한 질소가스의 경우 열전도율이 물이나 수증기와 비교하여 낮으므로 연소가스와 센터바디의 콘 부분을 열적

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

으로 차폐하는 막냉각 물질로 적합 할 것이다. 역류제트의 분사 압력은 연소압을 기준으로 압력비(P_{jet}/P_0)를 조절하는 형태로 역류제트를 분사하는 시스템에 대한 연구를 수행하였다.

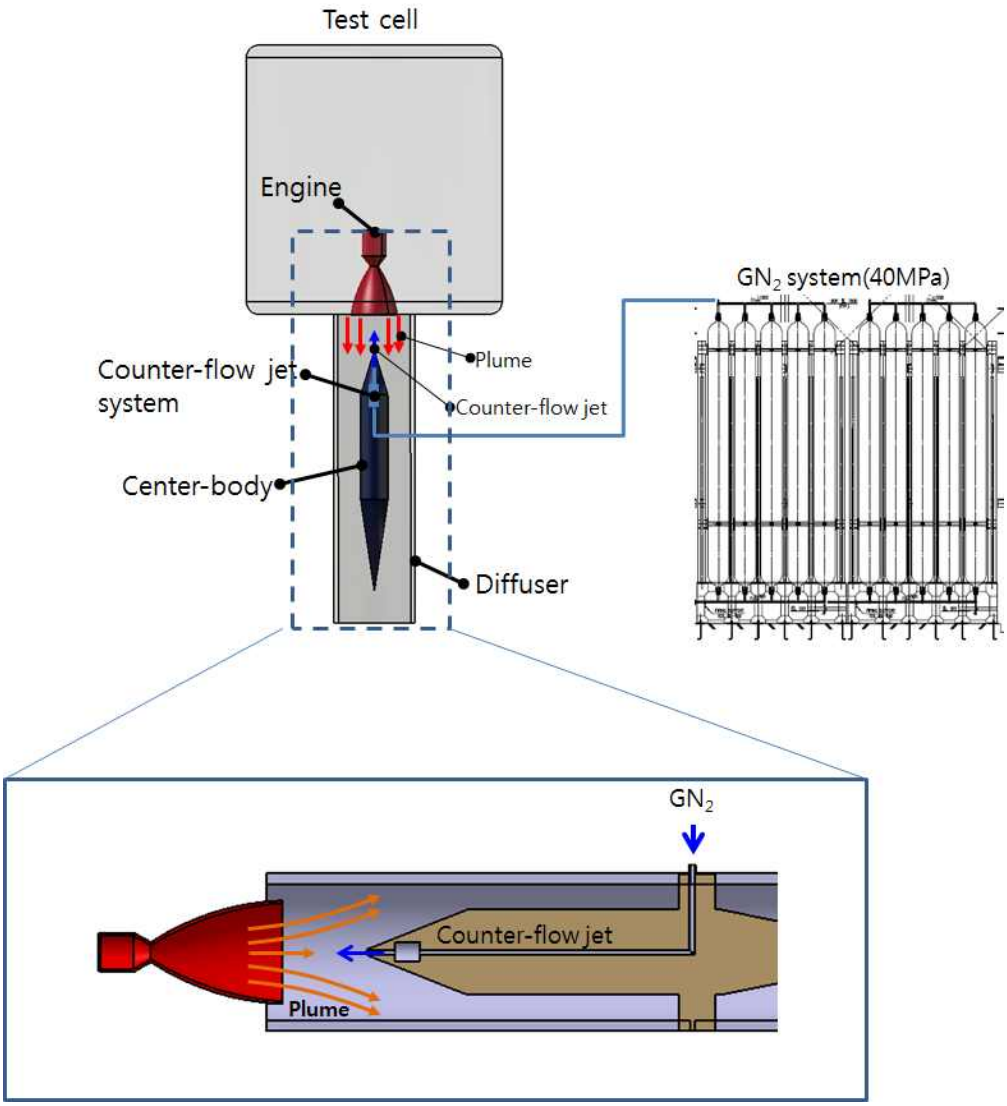


Fig. 1-17 Counter-flow jet system of center-body diffuser

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 장 센터바디 디퓨져 설계

제 1 절 개요

센터바디 디퓨져의 설계 형상에 대한 특성을 분석하기 위해 센터바디 디퓨져의 설계 변수에 대응하는 2차목 디퓨져의 설계변수를 정의하고 각 변수에 의한 2차목 디퓨져의 성능 영향성에 대한 검토를 수행하였다. 서로 대응되는 설계변수를 정의함으로서 현재까지 많은 연구가 수행된 2차목 디퓨져의 설계 데이터[27-51] 및 분석자료를 활용하여 센터바디 디퓨져의 설계 및 성능 예측에 대한 데이터를 산출할 수 있을 것이다. 2차목 디퓨져의 설계변수에 대해서 참고문헌[27-29]의 분석을 통하여 설계변수에 대한 내용을 기술하고 참고문헌[1]에서 언급한 것과 같이 설계 변수 선정에 타당성을 수치해석을 통해 검증하였다. 또한 센터바디 디퓨져의 설계 변수 중에서 센터바디의 콘 부분의 각도와 2차목 디퓨져의 수축부의 각도 및 충격파각의 관계를 비교함으로서 2차목 디퓨져의 설계 데이터를 정의하고 그에 대응하는 센터바디 디퓨져의 설계 형상을 도출하였다. 이러한 설계 형상에서 가장 중요시 되는 부분은 진공압력이며 설계의 이론적 배경으로는 초음속 이젝터의 기초 이론인 혼합이론(Mixing Theory)을 기반으로 속도와 유량에 의한 성능관계식을 활용하였다[35]. 이 장에서 도출된 2차목 디퓨져와 센터바디 디퓨져의 설계형상은 유동해석을 통하여 성능 분석 및 설계의 타당성에 대한 검증을 수행한다.

제 2 절 2차목 디퓨져 형상 분석

2차목 디퓨져의 형상설계변수의 분석은 두 가지의 목적을 가지고 있다. 형상설계의 여러 가지 요소 중에서 진공압력과 관련되어지는 설계형상 변수를 결정하고 혼합이론에서 제시하고 있는 2차 유동 즉 압력실의 유동과 1차유동인 엔진 연소가스의 유동은 속도 및 유량에 의해서 2차유동의 진공압력이 결정된다는 이

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

론식에 대한 근거를 제시하는 것이다. 디퓨져의 직경외에 대부분의 설계요소는 디퓨져의 작동압력과 시동압력에 관한 설계요소들이며, 진공압력은 마하수와 비유량에 대한 영향이 가장 크다. 또한 디퓨져의 시동압력과 진공압력은 반비례적인 관계를 형성한다.

1. 디퓨져 직경

단순 디퓨져의 경우 디퓨져의 직경이 유동 천이과정 단계에서 프란틀 마이어 팽창(Prandtl-Meyer Expansion)으로 확장되는 과정에서 시동압력과 진공챔버의 진공압력를 결정하는 변수이다. 이러한 압력의 변화는 노즐출구의 마하수와의 관계식이며, Fig. 2-2와 Fig. 2-3에 나타나 있는 것과 같이 디퓨져 시동압력을 결정하는 함수이다. 또한 시동압력의 경우 프란틀 마이어 팽창 유동이 발생되었을 때의 시동압력으로 이때의 마하수에 따라서 챔버의 진공압력이 결정되어진다. 따라서 Fig. 2-2의 관계에서 시동압력이 높을수록 챔버의 진공압력은 작게 나타난다. 이론식의 계산 결과인 Fig. 2-2와 시험데이터인 Fig. 2-3에서 나타나 있는 것과 같이 진공압력의 변화는 노즐목과 디퓨져의 면적비(A_3/A_t)에 따라서 결정되며 시동압력의 변화에 대해서 진공압력의 변화를 나타내고 있다.

Fig. 2-2의 진공챔버의 진공압력(P_c)를 기준으로 최대 진공압력를 선형적 관계식으로 구성하고 앞의 설계안의 최대진공압력을 예측해보면 Table 2-1과 같은 데이터를 구할 수 있다. 뒤에서 언급할 형상설계에서 산출된 면적비(A_3/A_t)=76.7의 단순 디퓨져일 경우 최대 진공압력비(P_c/P_a)은 0.0103로 예측할 수 있다. 참고문헌[27]에서 언급하고 있는 내용으로 형상설계 변수 중에서 진공압력에 대한 영향을 미치는 항목으로는 면적비(A_3/A_t)에만 관계가 있다고 언급되어있다. 따라서 Table 2-1에 디퓨져 직경을 노즐의 최대직경으로 가정한 후 노즐 끝단의 압력을 계산한 결과가 나타나 있으며, 이것은 디퓨져 유동현상 중에서 Case II 과정의 압력을 예측한 값으로 실제 진공압력(P_c)은 시험 데이터인 Fig. 2-17의 데이터를 기준으로 면적비(A_3/A_t)에 선형적인 관계식으로 가정하면 Table 2-1의 진공압력으로 가정할 수 있다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Fig. 2-1의 단순 디퓨져의 유동 현상을 확장된 디퓨져로 가정했을 경우 다음과 같은 유동으로 구분하여 가정 할 수 있다.

- Case I: 기본 노즐에서 유동 천이과정
- Case II: 노즐에 유동이 확산된 형태
- Case III: 프란틀 마이어 팽창흐름(디퓨져 작동)

Table 2-1 Vacuum pressure ratio of cylindrical diffuser for A_3/A_t

A_3/A_t (A_e/A_t:45)	P_c/P_a of case II	P_c/P_a of case II
58	0.0175 bar	0.078 bar
76.7	0.0103 bar	0.054 bar

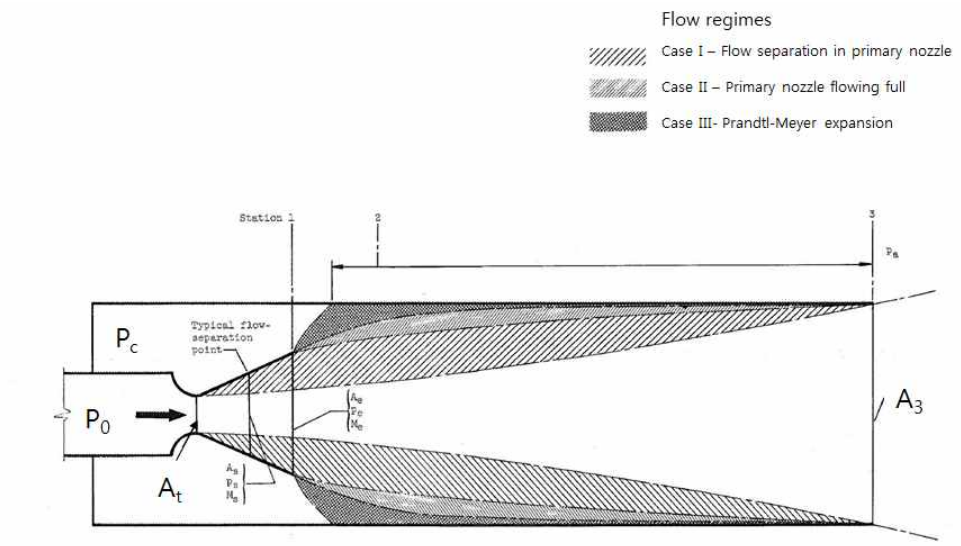


Fig. 2-1 Flow model of cylindrical diffuser [28]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

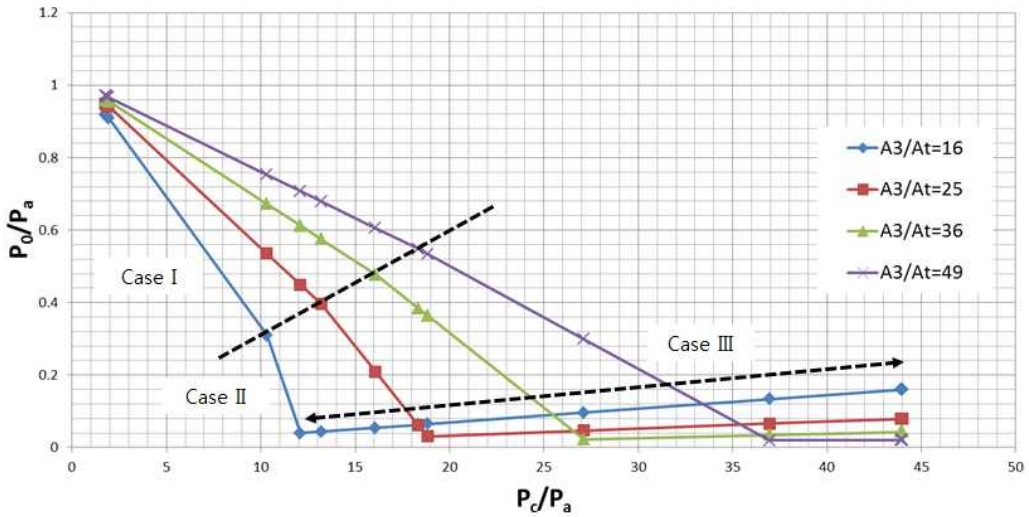


Fig. 2-2 Theoretical performance of cylindrical diffuser for various A_3/A_t [28]

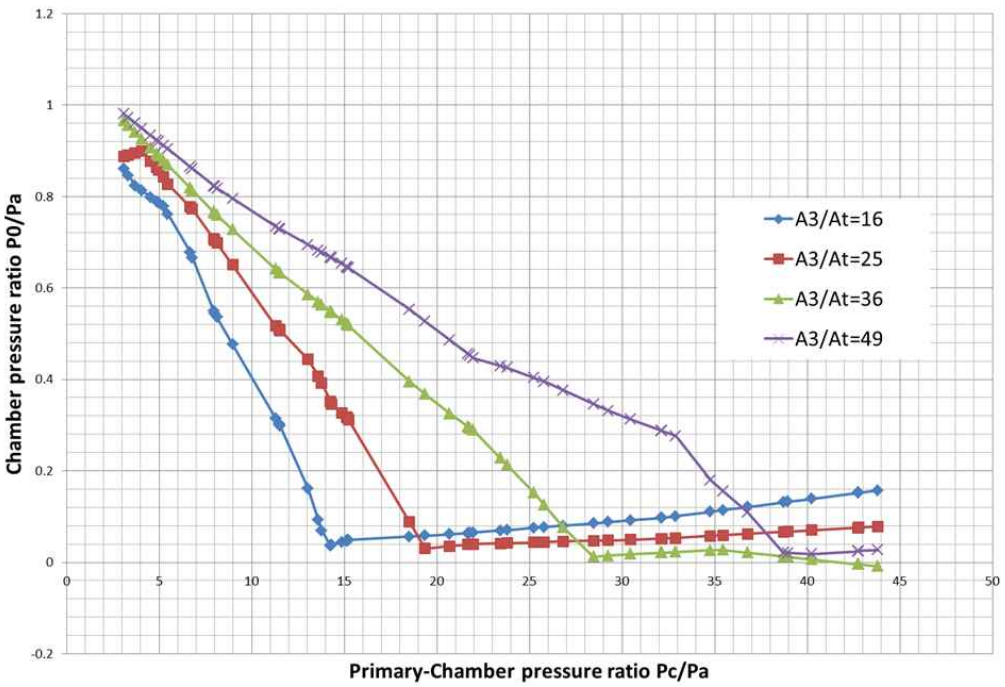


Fig. 2-3 Experimental performance of cylindrical diffuser for various A_3/A_t [28]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

2. 디퓨져에서 2차목의 직경

디퓨져의 2차목은 내부에서 경사충격파를 발생시킴으로서 시동압력을 낮추는데 목적이 있다. 아래 Fig. 2-5에서 나타난 것과 같이 2차목 단면적/디퓨져 단면적비(A_{st}/A_d)가 작아짐에 따라서 최소시동압력은 낮게 설계된다. 하지만 2차목의 단면적이 작아지면 어느 한계에서는 전압력 손실에 따라서 디퓨져가 막히는 현상이 발생되어진다. 이러한 전압력손실은 유동현상의 관점에서 보면 경사충격파의 반사각이 2차목의 단면적이 작아짐에 따라서 크게 형성되어 수직충격파와 같은 현상이 발생하게 되며 유동의 막힘 현상을 초래한다. 따라서 Fig. 2-5에서 2차목의 축소면적의 한계를 A_{st}/A_d>0.47로 하고 있다. 이것은 참고문헌[28]의 노즐 확장비가 25일 경우의 설계 자료이며 2차목을 형성하기 위한 수축각의 크기에 따라서 달라진다. 수축각이 큰 경우 경사충격파의 이론식에 따라서 경사각이 커지면 경사 충격파각이 크게 형성이 된다. 그에 따른 경사충격파의 반사지점이 디퓨져의 2차목 내부에 형성되기 위해서는 2차목의 직경에 한계를 가지고 있다. 따라서 수축부의 길이가 짧아지면 2차목 직경이 크게 형성되어야한다. Fig. 2-4는 디퓨져 내부 현상에 대한 개략도이다. 만약 2차목의 입구전단에 반사파가 형성되면 전압력손실을 초래하는 수직 충격파와 같은 영향이 나타난다.

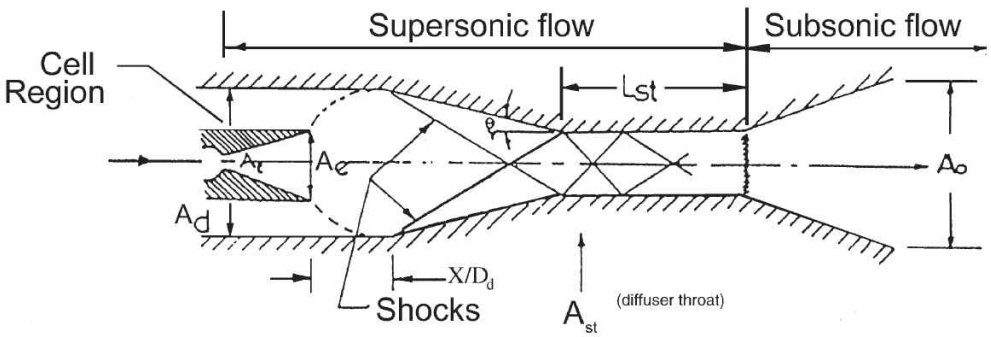


Fig. 2-4 General configuration employed with STED [9]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

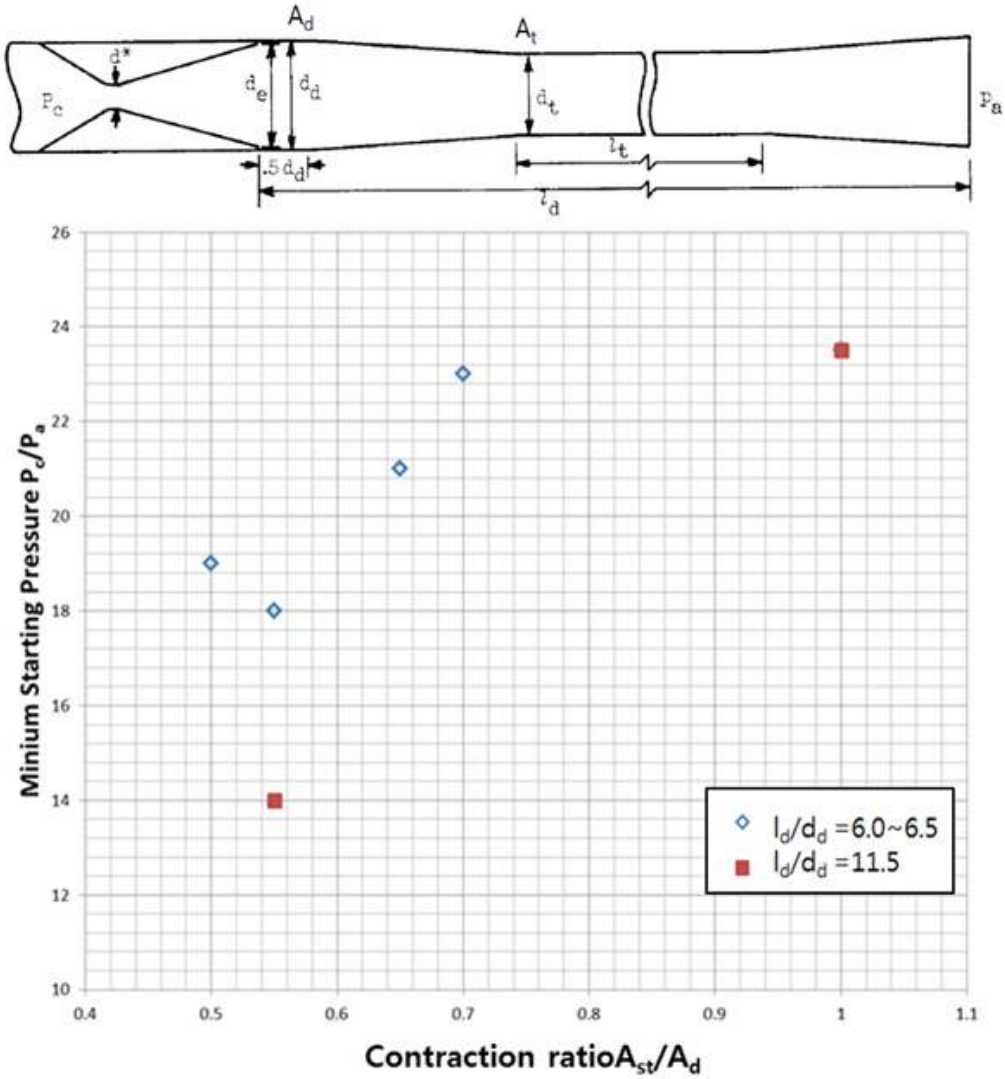


Fig. 2-5 Effect of contraction on exhaust-Diffuser performance [29]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

3. 2차목길이/직경비

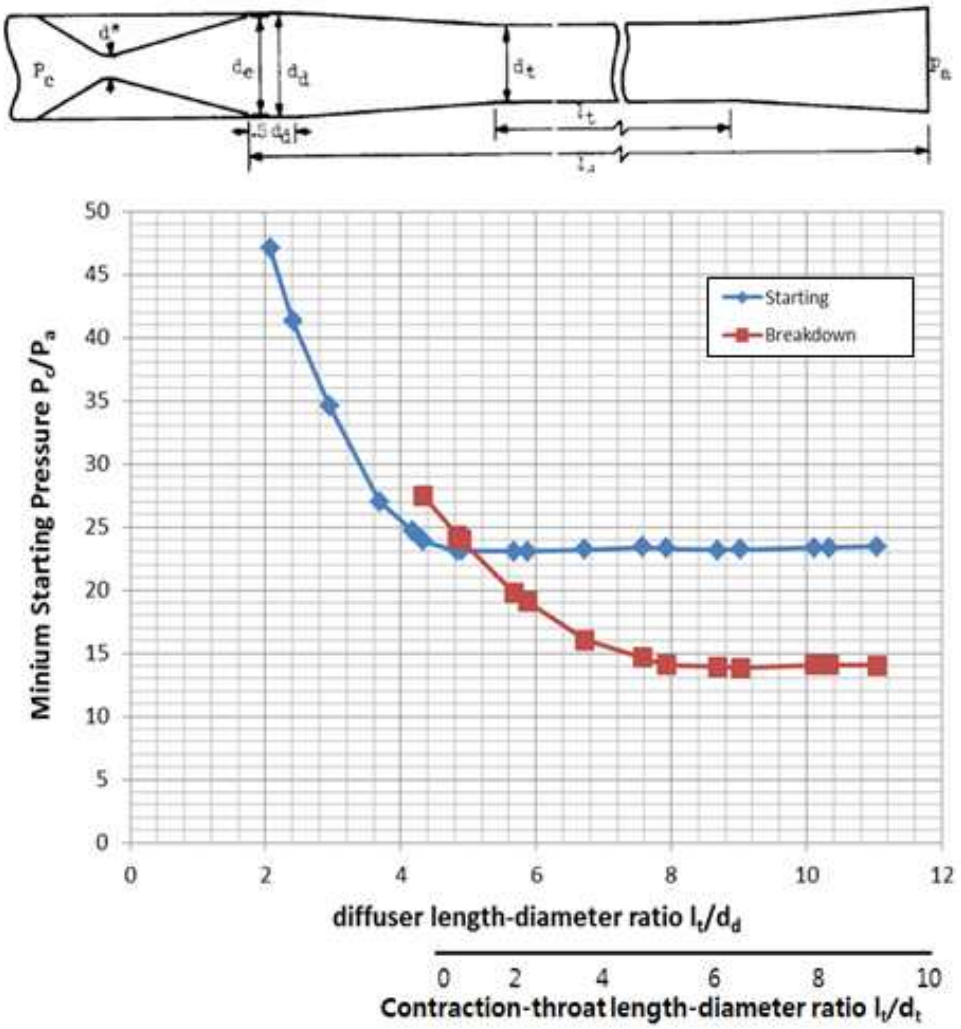


Fig. 2-6 Performance of convergent-divergent exhaust Diffusers [29]

2차목길이/직경비(l_t/d_t)는 단순 디퓨져의 길이/직경비(l_d/d_d)와 같은 설계요소를 가지고 있다. 길이가 짧을 경우 내부에서 발생되어지는 경사충격파가 반사 되

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

어지는 횟수가 작게 형성되어 충분한 감속을 이루지 못하며, 디퓨져 끝단의 배압이 올라감에 따라서 Fig. 2-6에서와 같이 시동압력이 상승하는 현상이 나타난다. 2차목길이/직경비(l_t/d_t)가 6~10이내의 경우 내부에서 초음속과 아음속의 경계영역인 수직 충격파영역이 발생되어진다. 10이상의 2차목길이/직경비(l_t/d_t)를 가지는 경우 아음속영역이 발생되어지는 디퓨져 내부에서 연소가스의 속도의 감소와 함께 경계층(와류영역)이 발달되어지고 따라서 전압력손실이 초래되어 짧은 디퓨져의 경우와 같이 시동압력을 상승 시키는 역할을 한다. 작동 압력의 경우도 2차목길이/직경비(l_t/d_t)에 따라서 시동 압력과 유사한 유동 특성을 나타낸다. Fig. 2-6의 작동압력과 시동압력을 고려할 경우 2차목의 길이/직경비(l_t/d_t)는 8~10이 적정 길이로 판단된다. 또한 Fig. 2-4에서 보이는 것과 같이 충격파의 반사되는 횟수와 수직 충격파가 형성되는 위치와 관련되는 변수로 단순 디퓨져와 2차목 디퓨져 그리고 센터바디 디퓨져가 모두 동일한 특성을 가지는 것으로 판단된다.

4. 디퓨져 입구의 수축각에 따른 영향

앞에서 언급했던 것과 같이 디퓨져의 입구의 수축각은 2차목의 직경과 밀접한 관계가 있다. 또한 참고문헌[28]에 언급되어진 것과 같이 시동압력과 작동압력의 차이에 대한 설계변수항목으로 나타난다. Fig. 2-7은 일반적인 2차목 디퓨져의 연소압력의 증가에 따른 진공압력의 변화이다. 연소실의 배압이 증가하면서 디퓨져가 작동되고 엔진종료 시에 디퓨져의 작동압력과 시동압력에는 히스테리시스(Hysteresis)가 존재한다. Fig. 2-8의 단순 튜브형태의 디퓨져와 비교하여 작동압력과 시동압력이 차이가 있는 것을 볼 수 있다. 이러한 현상에 대한 시험 데이터는 Fig. 2-9와 Fig. 2-10의 실험데이터[31]에서 수축각에 대한 구체적인 영향을 볼 수 있다. Fig. 2-9는 80%의 벨 노즐(Bell Nozzle)에서의 수축각에 대한 시동압력 및 작동압을 나타낸 그래프이며 Fig. 2-10은 원뿔노즐의 수축각에 따른 시동압력과 작동압력의 그래프이다. 일반적인 로켓엔진의 경우 80% 벨 노즐의 경우 실험치를 고려할 수 있을 것이다. 시동압력이 높다는 것은 앞에서 언급 했듯이 진공압력이 낮게 구현될 수 있다는 것이다. 따라서 수축각의 선택에 있어서 진공압력 구현을 위하여 시동압력을 높게 하기 위하여 수축각을 작게 설계하는 것이 유리

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

하다. Fig. 2-9는 노즐 확장비(ϵ)=25인 경우의 실험 데이터로 본 연구에서 고려하고 있는 확장비 45노즐과 비교하여 시동압력이 낮은 경우이며 적정한 시동압력을 고려하기 위해서는 해외 구축사례[1-5]를 고려할 경우 5~7도사이의 디퓨져의 수축각이 적당할 것으로 판단된다. 또한 앞에서 분석한 시동압력의 관계에서 진공압력에 미치는 영향이 작음을 알 수 있다.

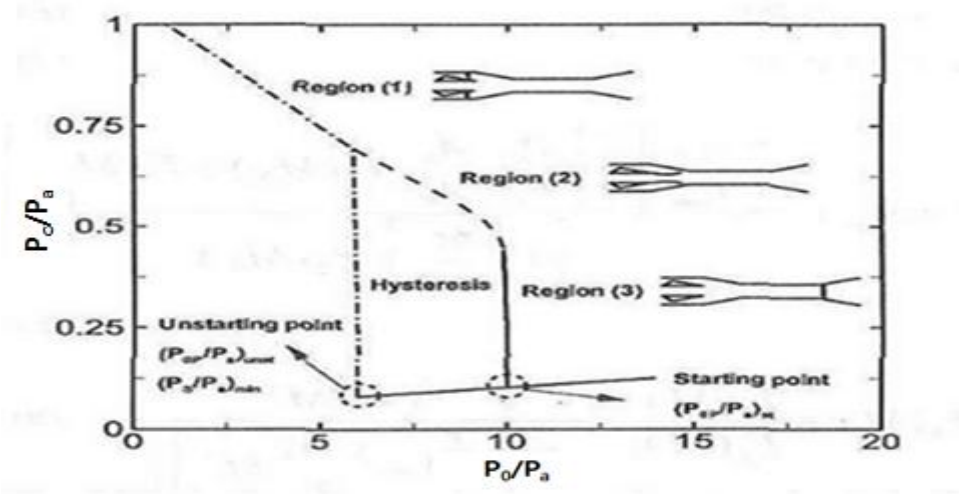


Fig. 2-7 Characteristic curve of STED [9]

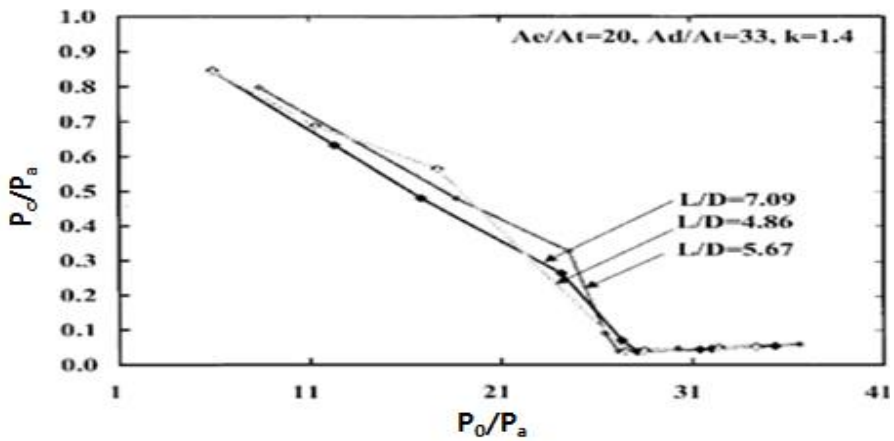


Fig. 2-8 Characteristic curve of CAED [9]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

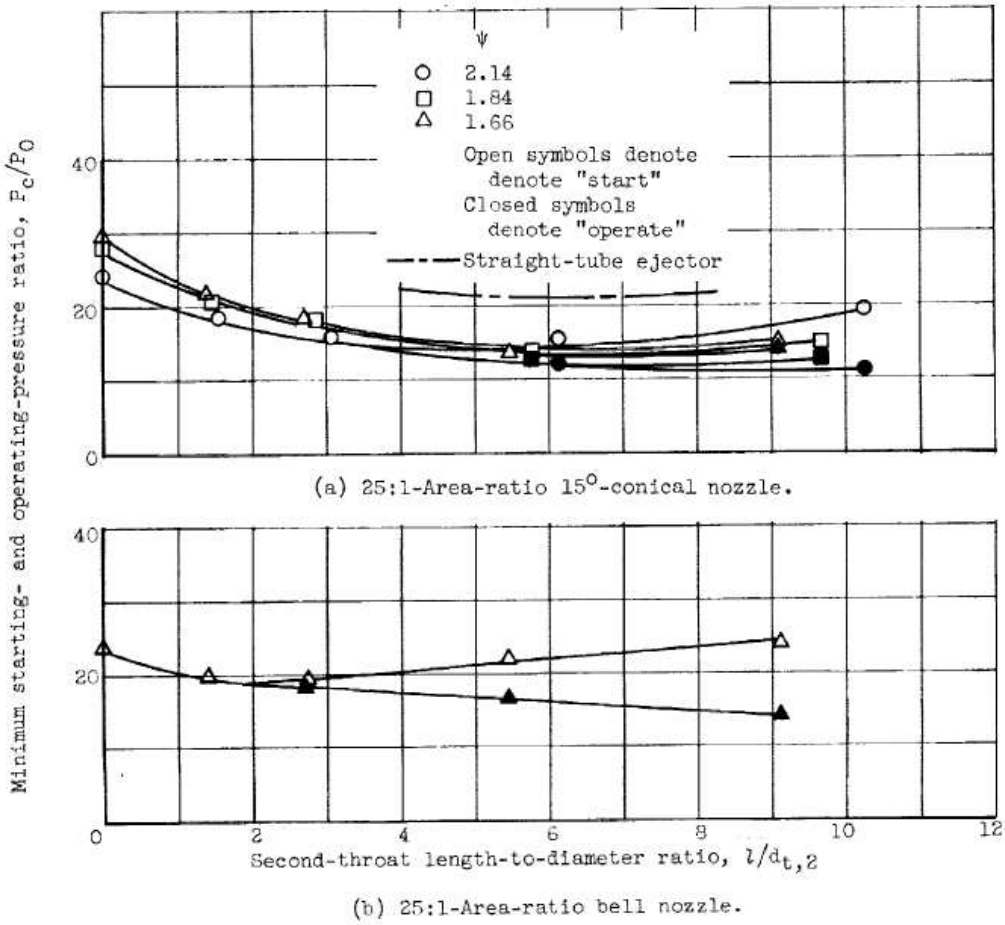


Fig. 2-9 Effect of contraction angle of STED (Bell nozzle) [29]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

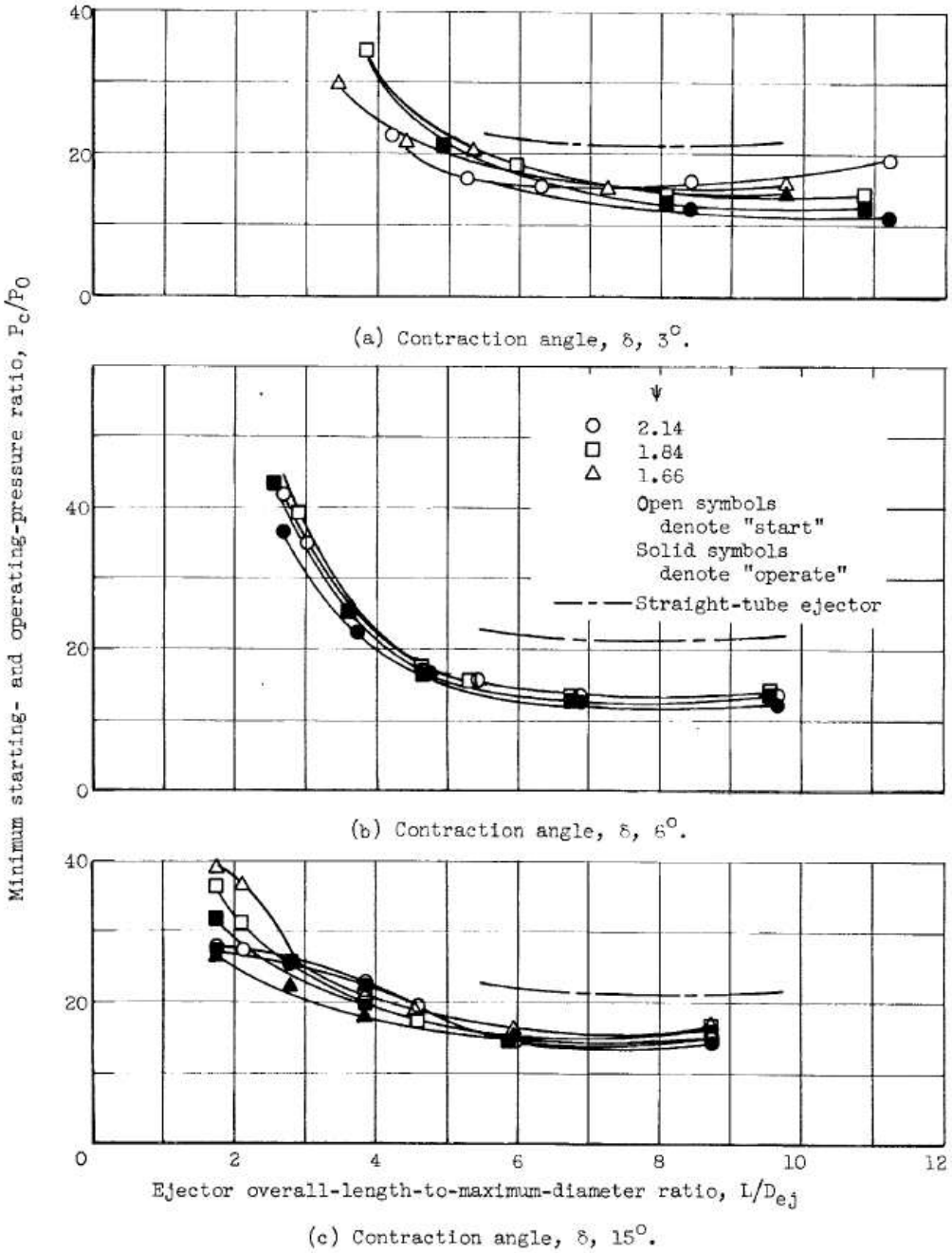


Fig. 2-10 Effect of contraction angle of STED (Conical nozzle) [29]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 절 2차목 디퓨져의 설계

참고문헌[1]에서 언급한 것과 같이 2차목 디퓨져의 형상은 센터바디 디퓨져와 대응되는 형상 요소로 구성되며, 2차목 디퓨져의 설계형상은 수치해석을 통하여 센터바디 디퓨져의 수치해석 결과와 비교하기 위하여 구성하였다.

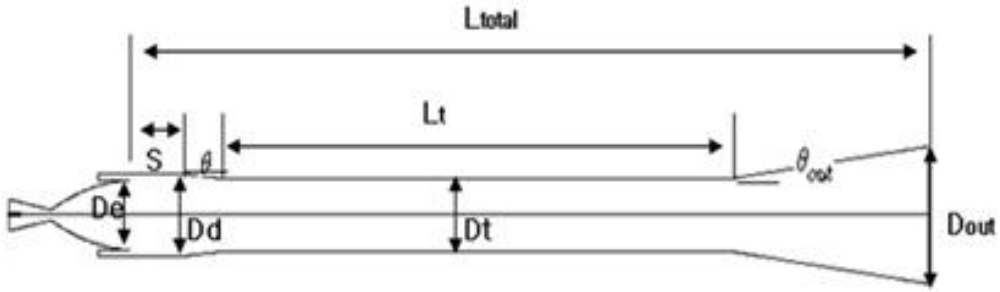


Fig. 2-11 Design parameters of STED

2차목 디퓨져의 형상 결정을 위하여 2차목의 설계형상요소로는 Fig. 2-11의 개략도에서 나타나 있는 것과 같이 다음과 같은 구성요소들을 고려하였다.

- 구성요소

S : 직선부 길이

D_d : 디퓨져 입구직경

D_t : 디퓨져 2차목 직경

D_{out} : 디퓨져 출구직경

L_t : 2차목 길이

L_{total}: 전체 길이

θ : 디퓨져 입구 수축각

θ_{out}: 디퓨져 확산부 각

설계를 위한 1차원 설계식으로는 참고문헌[45]에서 제시한 다음과 같은 방법의 설계식을 사용하여 구성하였다. 이때 수식의 전개과정에서 수축각 및 확산각은

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

앞 절에서 분석한 형상을 고려하여 5도와 8도의 실험적 데이터에 의한 변수 값으로 결정하였다. 또한 디퓨져의 2차목의 설계 방정식은 마하수와 비유량의 관계식으로 2차목의 직경을 결정하는 요소이다.

1차원 설계식에서 디퓨져의 직경은 앞에서 계산되어진 단순 디퓨져 일 경우 진공압력 및 참고문헌[44, 45]에서 언급하고 있는 KSLV-II의 엔진 노즐 및 연소압력을 그리고 목표 진공압력을 고려하여 디퓨져의 직경에 대한 분석자료를 근거로 노즐확장비 45일 때 면적비(디퓨져 입구면적/노즐목면적)를 A_d/A_t=76.7로 가정하였다.

직선부인 S의 길이는 참고문헌[28]의 내용을 근거로 디퓨져 2차목 직경으로 길이를 설정하였다. 디퓨져의 성능을 결정하는 변수는 다음과 같다.

가스동역학함수

$$\lambda = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}\frac{|V|}{|V_{\max}|} \quad , \quad V_{\max} = \sqrt{2C_p}\,T_0 \tag{2-1}$$

노즐 출구에서 비속도

$$\lambda_e = \left\{\left[\frac{\gamma+1}{\gamma-1}\right]\cdot\left[1-\frac{P_c}{P_0}\right]^{(\gamma-1)/\gamma}\right\}^{0.5}$$

(2-2)

노즐 출구에서 비유량

$$q(\lambda_c) = \lambda_c\left\{\left[\frac{\gamma+1}{2}\right]-\left[\frac{\gamma-1}{2}\right]\lambda_c^2\right\}^{1/(\gamma-1)} \tag{2-3}$$

수직 충격파 후방에서 비속도

$$\lambda_{wave} = \frac{1}{\lambda_c} \tag{2-4}$$

수직 충격파 후방에서 비유량

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

$$q(\lambda_{wave}) = \lambda_{wave}\left\{\left[\frac{\gamma+1}{2}\right] - \left[\frac{\gamma-1}{2}\right]\lambda_{wave}^2\right\}^{1/(\gamma-1)} \tag{2-5}$$

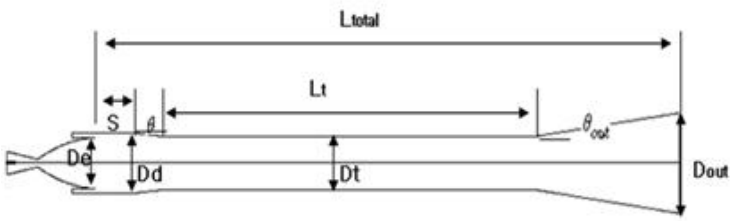
수직 충격파로 인한 전압력 손실 계수

$$\delta_{wave} = \frac{q(\lambda_e)}{q(\lambda_{wave})} \tag{2-6}$$

위의 식에서 산출된 전압력 손실 계수와 목표 진공압력을 기준으로 수축부 각도와 확산부 각도를 각각 5도와 8도로 가정하여 Table 2-2의 설계 값을 산출하였다. 산출된 설계 형상은 센터바디 디퓨져의 설계 형상과 수치해석을 통해서 비교 검토한다.

Table 2-2 Design parameters of STED

Parameters	STED	Parameters	STED
Inlet length (S)	110.5 mm	Outlet diameter (D_{out})	250 mm
Inlet diameter (D_d)	220.83 mm	Divergence length (L_{out})	306.25 mm
Convergence length (L_d)	325.16 mm	Convergence angle (θ)	5 deg.
Diameter of second throat (D_t)	163.91 mm	Divergence angle (θ_{out})	8 deg.
length of second throat (L_t)	1362.4 mm	Total length (L_{total})	2104.58 mm



Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 4 절 센터바디 디퓨져와 2차목 디퓨져 관계

2차목 디퓨져의 설계형상 중 센터바디 디퓨져의 형상설계 시 고려해야 하는 변수에 대한 내용을 기술하였다. Fig. 2-12과 Table 2-3에 2차목 디퓨져 형상 변수를 센터바디 디퓨져에 적용하기 위해 대응하는 설계변수를 정의하였다.

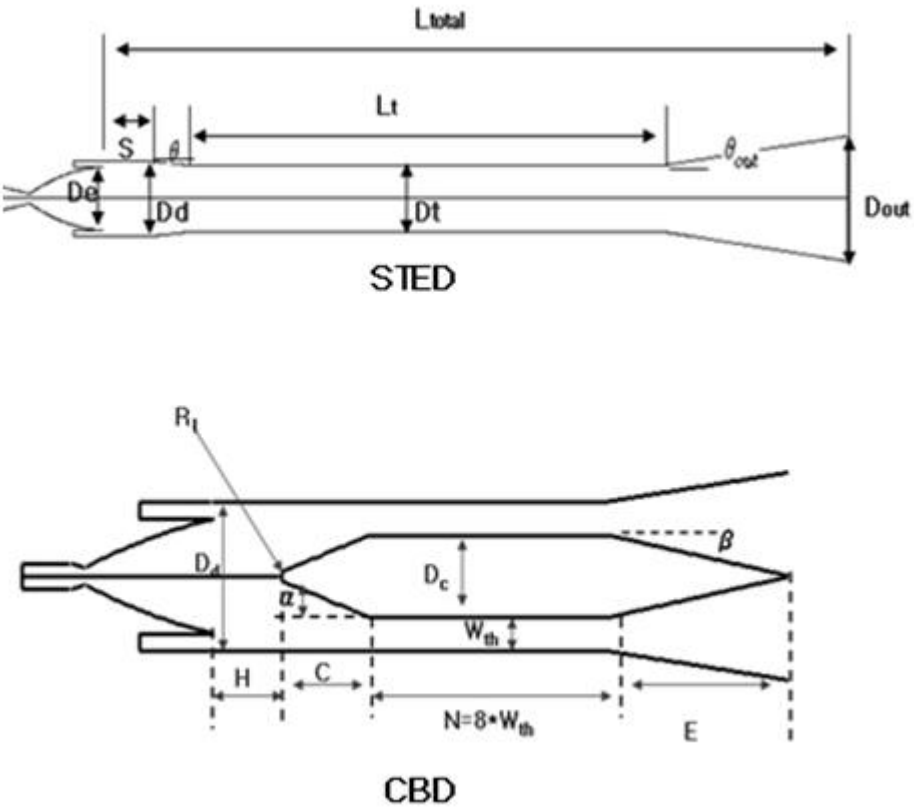


Fig. 2-12 Comparison of CBD to equivalent STED

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 2-3 Design parameters of CBD to equivalent STED

STED (Second Throat Exhaust Diffuser)	Center-body Diffuser	Remarks
Inlet length (S)	H	0.5*D_d적용
Area of second throat (A_{th})	A_{th}	0.5*A_d 이상
Length of second throat(L_t)	N	8*W_{th}-12*W_{th}
Convergence angle (θ)	α	콘반각
Divergence angle (θ_{out})	β	8도

1. 직선부

직선부는 연소가스의 확산부의 영역을 설정하는 변수로 2차목 디퓨져와 동일한 연소가스의 확산 영역이며, 참고문헌[28]에서 언급한 것과 같이 0.5*D_d이상의 직선부를 두는 것이 연소가스가 팽창하기 위한 공간을 확보는 것으로 알려져 있다. 이러한 직선부를 설계형상으로 하는 이유는 노즐 끝단에서 연소가스의 확산영역을 고려한 설계형상이다. 마찬가지로 센터바디 디퓨져 형상에서 연소가스의 확산영역을 고려하여 직선부(H)를 설정한다. 식(2-7)에서와 같이 노즐유동에서 마하수와 정압력은 반비례의 관계를 형성한다. 식(2-8)에서와 같이 마하수가 증가하기 위해서는 노즐의 면적비가 증가해야한다. 따라서 압력실의 진공압력을 낮추고 연소가스가 팽창하기 위해서는 일정 길이의 직선부(H)가 존재해야한다. 따라서 0.5*D_d이상으로 위치에 센터바디의 끝단을 위치시킨다. 또한 센터바디의 끝단의 위치는 센터바디 디퓨져목(W_{th})에서 충격파의 반사파 위치 및 효율을 산정하는 중요한 변수이다.

$$\frac{P_0}{P} = (1+\frac{\gamma-1}{2}M^2)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \tag{2-7}$$

$$\frac{A}{A_{th}} = \frac{1}{M}[\frac{2}{\gamma+1}(1+\frac{\gamma-1}{2}M^2)]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \tag{2-8}$$

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

2. 2차목직경

센터바디의 2차목 직경(W_{th})는 2차목 디퓨져와 같이 디퓨져 목에서 충격파의 반복에 의한 속도성분의 감속과 더불어 압력을 증가시키는 역할을 한다. Fig. 2-13에서 2차목 디퓨져의 충격파의 패턴을 보면 축대칭형상의 충격파 패턴은 디퓨져 목의 단면형상에서 나타나 있는 것과 같이 축의 중심으로 충격파가 반사 교란되면서 감속이 된다.[11] 이러한 유동은 매우 복잡한 유동현상이며 전압력손실을 초래한다. 하지만 센터바디 디퓨져의 충격파 패턴을 보면 내부의 센터바디 때문에 충격파의 교란이 발생하지 않으므로 전압력손실을 방지한다. 따라서 시동압력 및 작동압력을 2차목 디퓨져 보다는 작게 할 수 있는 장점이 있다.

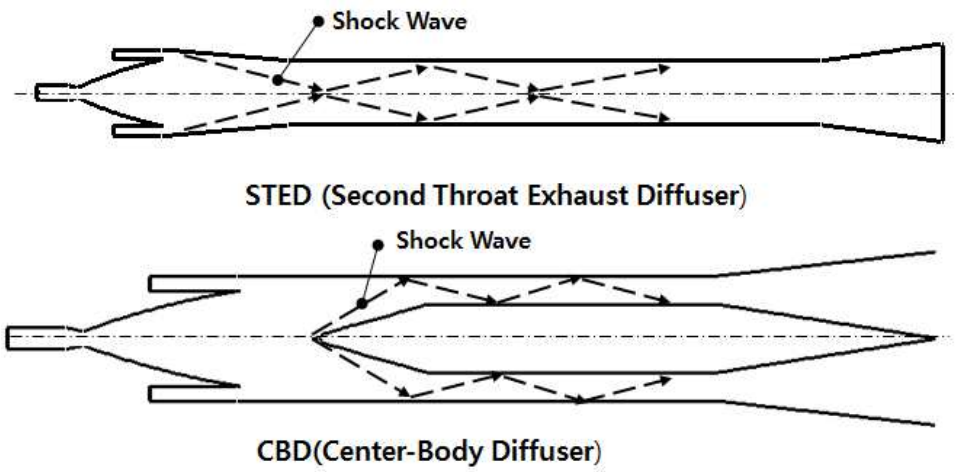


Fig. 2-13 Shock wave patterns of STED and CBD

3. 2차목길이

2차목의 길이는 위에서 언급했듯이 센터바디 디퓨져의 목(W_{th})에서 축대칭 효과가 없고 센터바디 디퓨져의 목은 2차원의 목으로 가정 할 수 있으며, 이러한 가정에 의해서 센터바디 디퓨져의 목 길이는 6* W_{th}~12* W_{th}사이의 길이를 산정할 수 있을 것으로 판단된다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

4. 수축각과 콘반각 비교

Fig. 2-14는 퍼널 형상(Funnel), 콘 형상, 쐐기 형상(Wedge)의 3가지 형상에 대해서 마하수 4의 유동에서 경사각에 따라서 충격파각을 나타낸 것이다. 여기서 2차목 디퓨져의 수축부는 퍼널 형상이며, 센터바디는 콘 형상으로 가정 할 수 있을 것이다. 퍼널 형상의 경우 각이 증가 할수록 콘 형상과 쐐기 형상의 충격파각의 차이인 $\triangle\beta$ 만큼 크게 형성된다.[53] 이러한 현상은 2차목 디퓨져의 수축각이 3~15도인 것과 비교하여 센터바디 디퓨져의 콘반각(Cone Half-angle)이 15~30도인 것의 근거가 된다. 콘과 퍼널 형상의 경우는 충격파각을 구하기위해서 수치적 방법에 의해서 충격파각을 구할 수 있으며, 쐐기 형상의 경우는 1차원의 수식 및 표에 의해서 충격파각을 구할 수 있다.[53]

Fig. 2-15의 콘에서 마하수의 증가에 대한 경사충격파각을 살펴보면 마하수가 증가함에 따라서 일정한 선형적인 값을 나타내는 것으로 가정할 수 있다. 이러한 근거는 실험데이터베이스인 DATCOM자료에서 콘 형상의 공력특성을 나타낼 때 마하수3이상에서 콘 형상의 경사충격파각은 거의 변화가 없다고 가정하고 공력특성을 산출하는데 근거가 있다[54]. 이러한 특성을 참조하여 마하수5 이상에서는 콘 형상의 경사충격파는 마하수에 관계없이 거의 일정하다고 가정하면 경사충격파각을 이용하여 퍼널 형상의 각을 예측할 수 있다. 따라서 Fig. 2-16에 마하수5에서 퍼널 형상과 콘형상에 대한 경사충격파각의 변화를 나타내었다. 퍼널 형상은 2차목 디퓨져의 수축부 형상이며 센터바디의 콘반각과 비교하면 Table 2-2와 같이 나타낼 수 있다. 2차목 디퓨져의 분석에서 수축각은 3~15도의 범위 내에서 형상이 설정되며 이것을 센터바디의 콘반각으로 변환하면 나타내면 10~25의 범위의 영역을 콘반각의 범위로 설정할 수 있다. 하지만 이러한 가정은 마하수 5일 경우의 변환 값이며 마하수에 따라서 콘반각의 범위는 다르게 나타낼 수 있을 것이다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 2-4 Shock wave angle according to deflection angle (M=5.0)

Deflection angle (cone or funnel)	Shock wave angle (CBD)	Shock wave angle (STED)
3	11	15.0
5	13.9	15.0
10	16	22.5
12	18	24.8
15	20	28.4
20	25	34.9
25	30	42
30	35	49.6

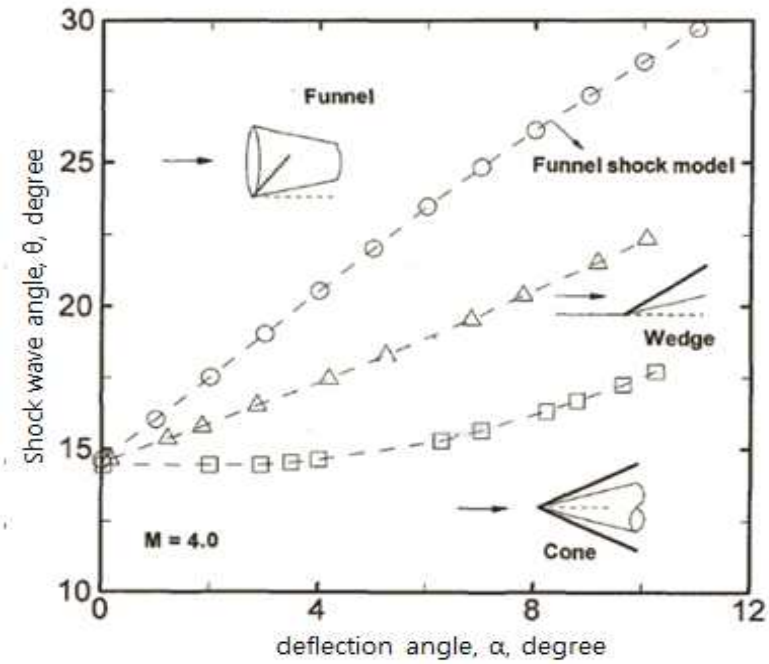


Fig. 2-14 Effect of increasing the deflection angle [52]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

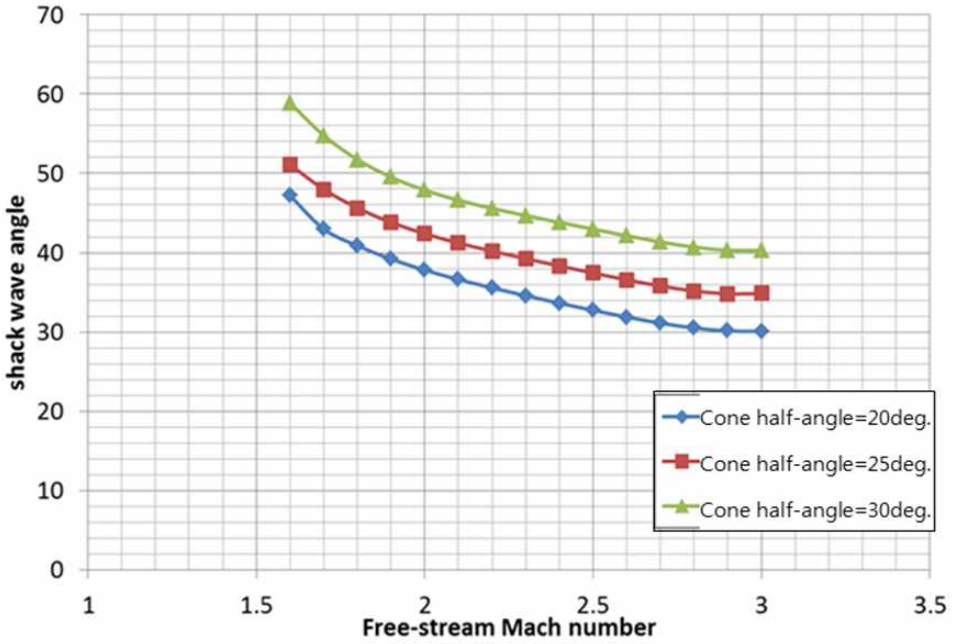


Fig. 2-15 Shock wave angle according to the mach number [53]

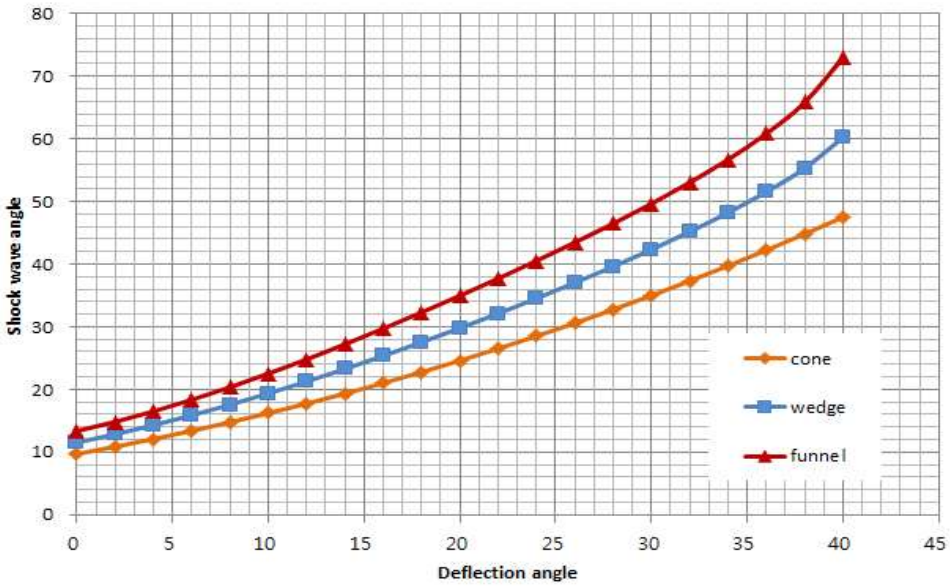


Fig. 2-16 Effect of increasing the deflection angle (M_∞=5.0)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 5 절 센터바디 디퓨져 형상 분석

1. 콘 형상

초음속에 사용되어지는 센터바디의 경우 대부분은 첨두(Sharp) 형상의 콘형상이다. 블런트 형상과 비교하면 Fig. 2-17과 같은 유동현상이 나타난다. 콘형상에 대한 유동현상의 분석과정으로 센터바디 디퓨져에서 중요한 요소인 공력학적인 특성과 열역학적인 특성의 두 가지 부분으로 분석을 하였다.

1) 공력학적 특성

Fig. 2-17의 유동 현상에 대해서 공력학적 특성을 분석하기 위해 Fig. 2-18의 충격파각(β), 콘반각(θ_c), 마하수의 관계를 분석하였다. 마하수에 따라서 충격파가 분리되는 최대 콘반각($\theta_{c_{max}} = \theta_{det}$)이 존재하며 일정 마하수까지는 최대 콘반각이 증가함에 따라서 충격파각도 증가하게 된다. 또한 마하수가 증가함에 따라서 충격파각과 콘반각의 차이($\triangle\beta$)는 작아진다. 이러한 관계에 의해서 Fig. 2-17의 유동현상이 발생한다. (a)는 첨두 형상으로 콘반각이 θ_{det}보다 매우 작을 경우 콘과 경사충격파사이에서는 아음속영역이 발생하지 않으므로 와류의 영향이 없으며 따라서 최소 저항을 가지는 형상이다. (b)는 θ_{det} 보다 콘반각이 큰 경우로 충격파가 분리된 현상으로 충격파와 콘사이에 아음속영역이 발생함으로서 저항을 증가시킨다. (c)~(e)는 블런트 형상으로 콘반각이 θ_{det}보다 크거나 작은 경우 콘의 전방에서 생성된 궁형 충격파 내부에 아음속영역이 발생하고 저항을 증가시킨다. 또한 이러한 현상은 (c)~(e)에서 나타난 것과 같이 형상에 따라서 궁형 충격파 내부에 아음속과 초음속의 경계영역의 위치가 이동하고 일정 압력의 역류제트를 분사할 경우 LPM와 SPM의 유동을 나타는 이유가 된다. 초음속의 공력학적으로는 첨두 형상의 콘이 가장 이상적인 형상이지만 센터바디 디퓨져의 경우 냉각시스템 및 구조적 강도를 고려하기 위해서 블런트 형상을 고려해야한다. 따라서 공력학적 측면에서는 최소 블런트의 반경을 고려해야한다. 궁형 충격파와 블런트 형상사이에 아음속 영역이 발생하는 유동 현상은 역류제트를 분사할 경우 유동

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

의 전압력(P_0)보다 작은 역류제트 분사압력(P_{jet})에도 막냉각 효과를 발생하는 근거가 된다.

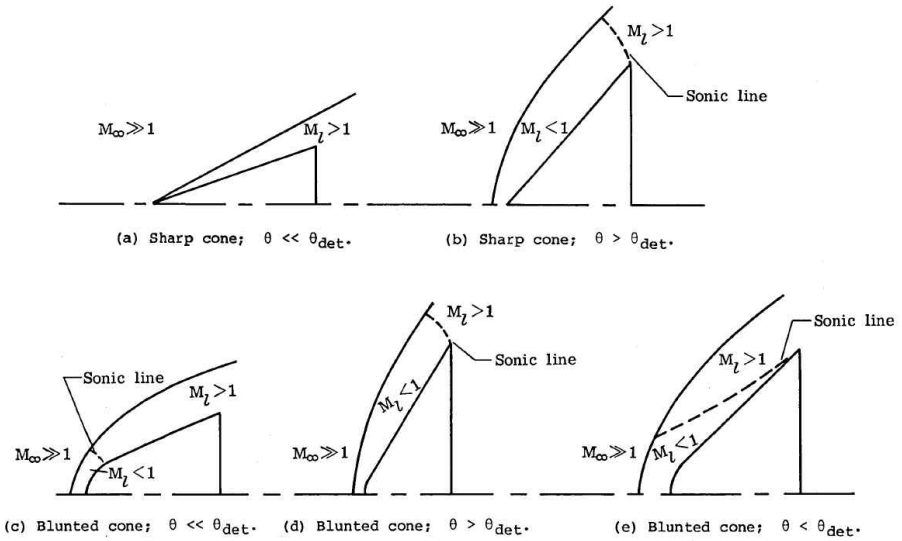


Fig. 2-17 Flow combinations for sharp and spherically blunted cones [53]

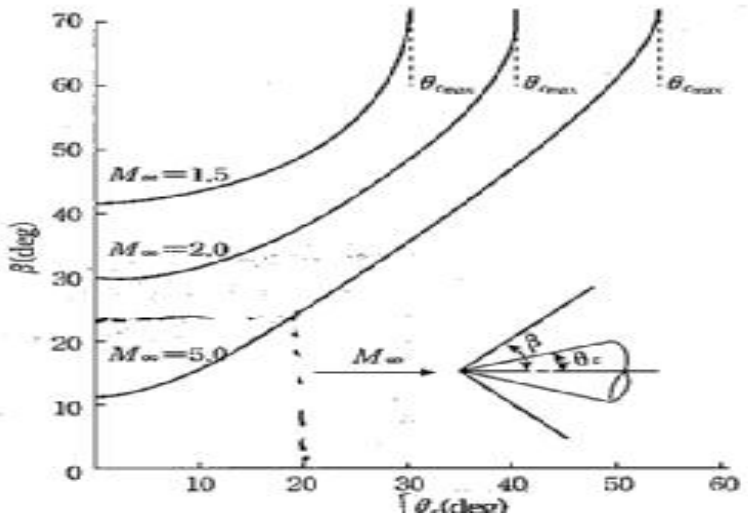


Fig. 2-18 Shock wave of cone half-angle

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

2) 열역학적 특성

Fig. 2-17의 (c)~(e)에서 열역학적 특성을 검토하기 위해서 Fig. 2-19부터 Fig. 2-21까지의 센터바디의 열역학적 특성을 참조하면 블런트 형상은 (c)~(e)에서 블런트의 반지름에 따라서 반비례의 관계로 열전달계수(Heat Transfer Coefficient)가 증가한다. $M_l < 1$과 $M_l > 1$경계에서 난류영역(Turbulent Condition)이 존재하고 그에 따라서 열전달계수는 최대 6배의 차이를 보인다. 이러한 열역학적 특성을 보면 공력학적 특성과 반대되는 특성을 나타낸다. 따라서 열역학적 특성을 고려할 경우 블런트의 반경을 크게 설계해야한다. 하지만 앞에서도 언급했 듯이 블런트 형상의 반경은 항력증가 및 전압력 손실을 가져오므로 블런트의 크기에 한계를 가지고 있으며, 이를 극복하기 위하여 역류제트를 활용하여 열역학적 문제를 해결 할 수 있을 것이다.

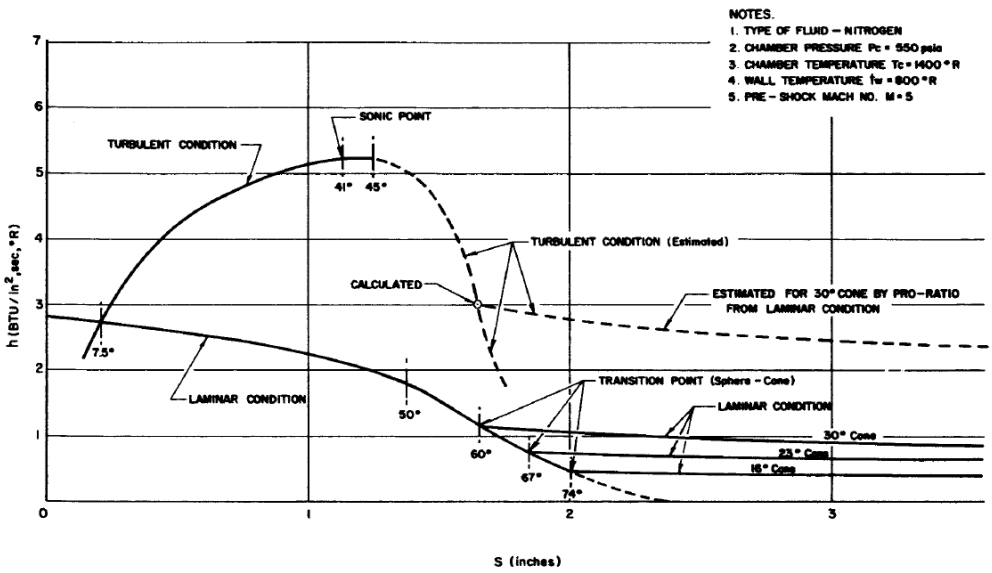


Fig. 2-19 Composite heat transfer coefficients versus contour distance from stagnation Point(R = 1.58″) [1]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

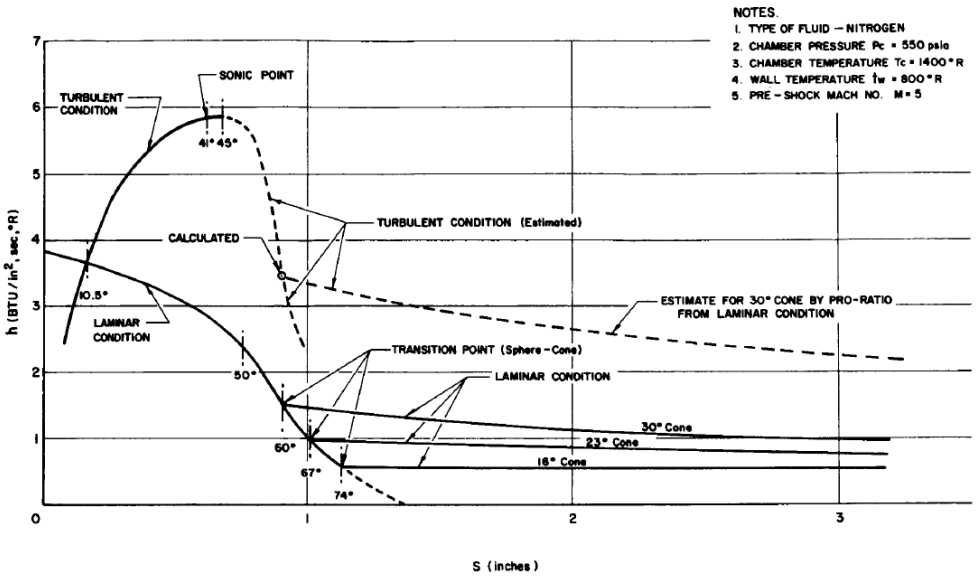


Fig. 2-20 Composite heat transfer coefficients versus contour distance from stagnation Point(R = 0.87″) [1]

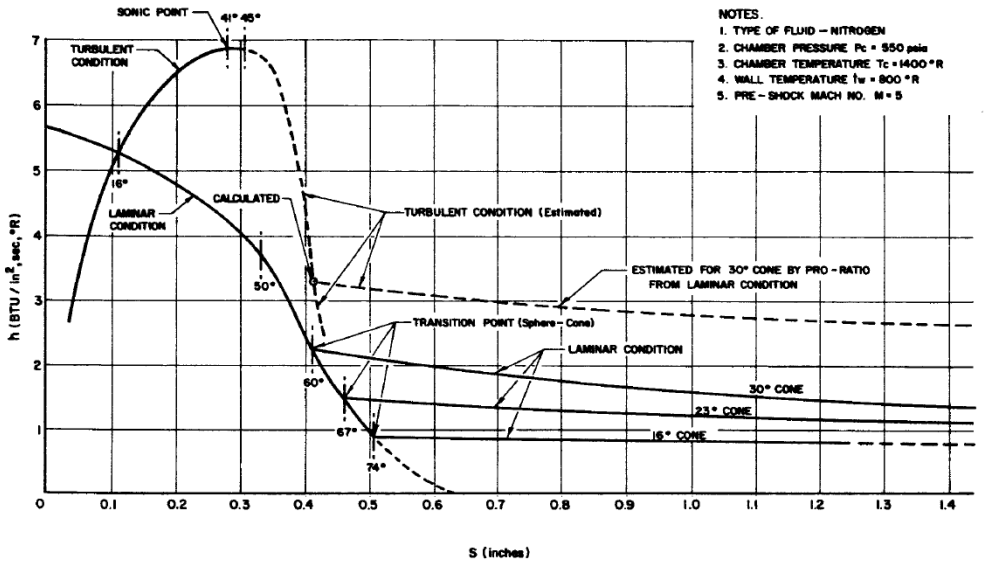


Fig. 2-21 Composite heat transfer coefficients versus contour distance from stagnation Point(R = 0.395″) [1]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

2. 콘 형상에 따른 시동압력

센터바디 디퓨져에서 센터바디의 형상에 대한 시동압력 및 작동압력의 변화를 분석하기위해서 참고문헌[31]의 엔진 노즐 후류에서 콘형상의 디퓨져를 분석하였다. Fig. 2-22에서와 같은 형상에 대한 시험 데이터를 참고하여 센터바디의 콘각과 블런트 반경에 대한 영향을 고려할 수 있을 것이다.

Fig. 2-23에 콘반각에 따른 시동압력 및 작동압력의 변화가 나타나 있다. α와 λ각이 동일하면 외부 셸(Shell)과 내부 센터바디의 간격이 일정한 형상으로 단면적으로 보면 센터바디 디퓨져의 형상과 근접한 형상이 될 것이다. 15도의 원뿔노즐(Conical Nozzle)에 대해서 15도의 콘반각에서 작동압력이 가장 작게 나타나는 것을 볼 수 있다. 시동압력의 경우는 콘반각이 24도를 기준으로 대칭적인 분포를 나타낸다. 이러한 현상은 수치해석 과정에서 언급하겠지만 콘의 선두부에서 발생한 충격파와 디퓨져 벽면에서 발생한 충격파의 교란현상에 의한 것이다. 센터바디의 형상은 2차목 디퓨져의 수축각과 같이 최대충격파 각도 이내에서는 진공압력측면에서 큰 영향을 미치지는 못한다. 또한 형상설계에서 콘반각의 영향은 시동 압력보다는 작동압력에 영향을 미치며, 종료 시 역류에 의한 영향을 최소화하기 위한 설계변수로 판단된다.

Fig. 2-24는 블런트의 반경에 따른 시동압력에 대한 관계를 나타낸 것이다. 블런트 반경이 클수록 시동압력과 작동압력은 커진다. 따라서 블런트 반경이 작을수록 디퓨져의 성능측면에서는 유리하지만 냉각시스템의 측면에서는 구조적인 최소반경이 필요하며 그에 따른 최소 블런트 반경을 고려해야 한다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

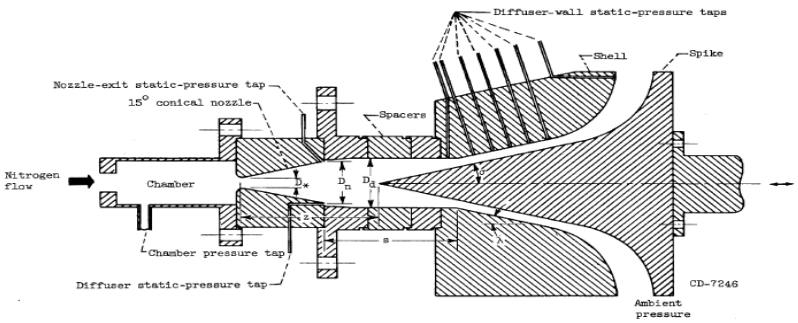


Fig. 2-22 Center-body of exhaust diffuser[31]

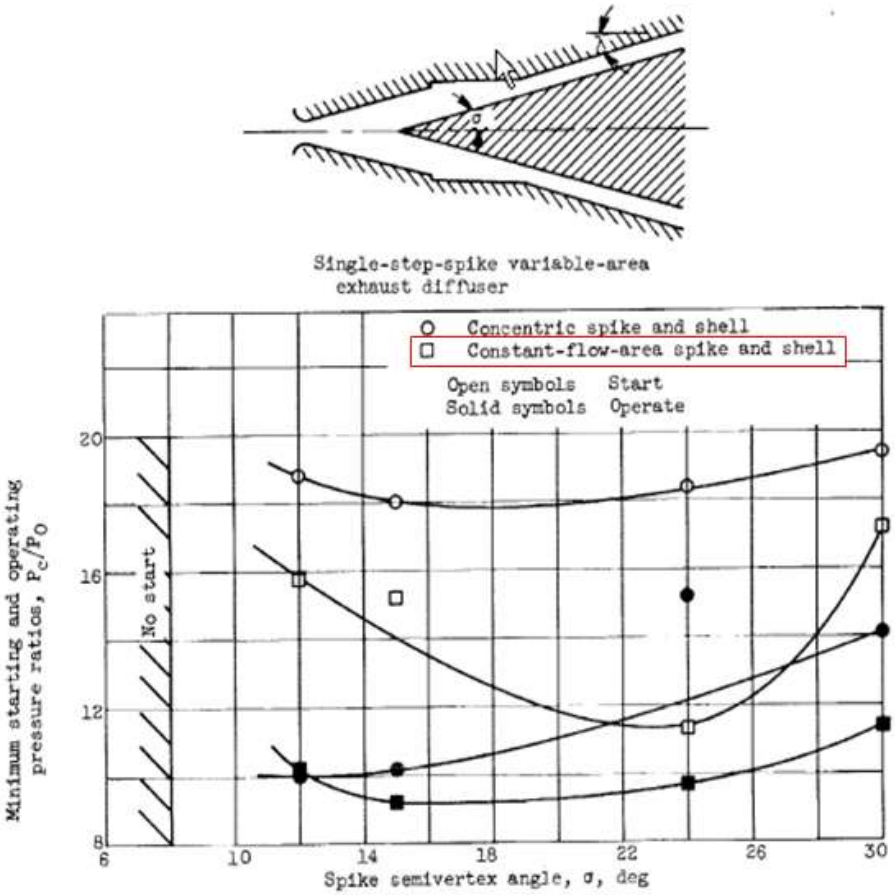


Fig. 2-23 Starting and operating pressure of various cone half angle[31]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

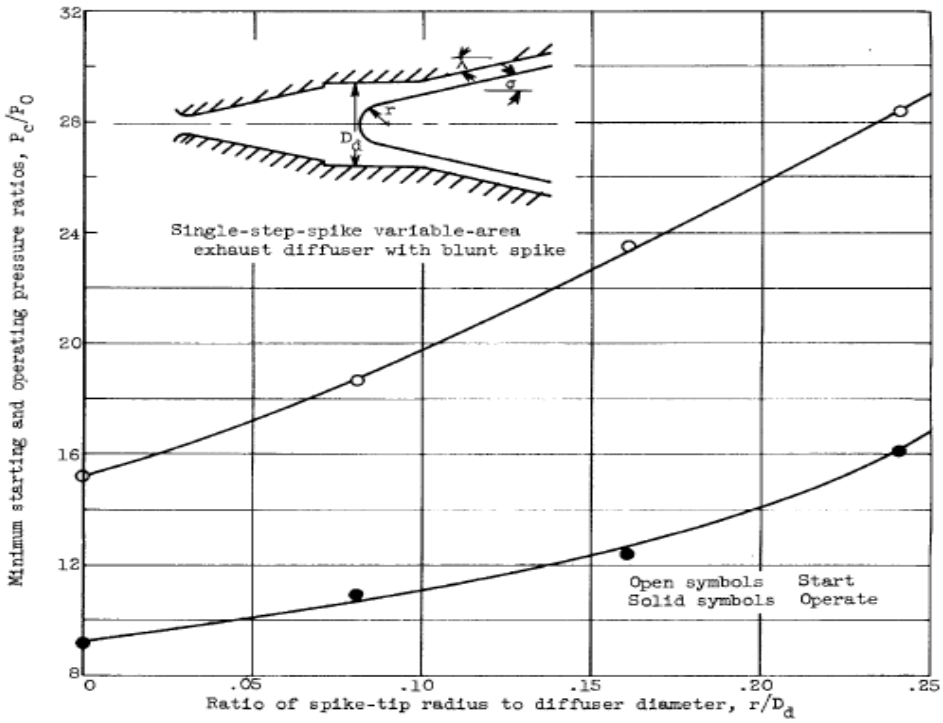


Fig. 2-24 Effect of cone half angle on performance of diffuser [31]

3. 센터바디의 유동현상

센터바디 디퓨져의 형상은 센터바디와 외부의 디퓨져로 구분되어진다. 공력학적 특성에서 최적의 형상을 도출하기 위해서 센터바디의 콘반각의 형상은 1960년대부터 연구된 램제트(Ramjet)엔진의 흡입구(Inlet)형상에 대한 분석을 통하여 형상을 도출하였다.[56, 57] 또한 디퓨져의 외부는 초음속 디퓨져의 형상설계변수인 노즐목 면적에 대한 디퓨져의 단면적비로 결정하였다.

Fig. 2-25은 센터바디형상과 유사한 램제트엔진의 일반적 유동현상으로 초음속 유동인 ⓪~①구간의 초음속이 센터바디의 콘에서 발생하는 충격파영역인 ①을 거치면서 유동의 흐름이 콘의 경사각을 따라 흐르게 된다. 카울링(cowling)에 의해서 반사된 충격파는 ①의 영역에서 강한 충격파가 발생한다. 이때의 카울링 앞전의 영역인 ⓪~①의 콘 영역에서 발생되어지는 충격파의 수에 따라서 디퓨져의

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

효율(전압력손실) 및 압력비가 결정된다. 이러한 유동현상은 센터바디 디퓨져 내부에서도 동일하게 적용될 것이다.

실제 램제트에서의 유동현상은 Fig. 2-26과 같이 마하수 전 영역에 대한 유동의 변화 등을 고려해야한다. 설계마하수를 M_{design}이라고 하면 $M = M_{design}$일 경우 앞에서 언급한 이상적인 유동현상을 나타낸다. 하지만 $M < M_{design}$일 경우 흡입구 앞전에서 궁형 충격파(Bow Shock)가 발생하여 아음속영역이 되므로 흡입구의 기능을 하지 못한다. $M > M_{design}$일 경우는 연소시험설비에서 나타나는 유동현상과 동일한 경우의 유동현상으로 콘반각의 크기에 따라서 발생되는 강한 경사충격파가 흡입구의 내부에서 발생하고 흡입구의 카울링에 반사되어진 충격파에 의해서 교란영역이 발생한다. 충격파의 반사 횟수에 따라서 내부에서는 연소시험설비의 디퓨져와 같은 아음속영역이 발생한다.

Fig. 2-27는 센터바디 디퓨져와 램제트의 유동현상을 비교한 그림이다. 램제트엔진의 흡입구과 센터바디 디퓨져의 차이는 유동의 흐름각과 카울링의 위치에 대한 차이로 볼 수 있다. 노즐유동은 노즐의 끝단에서 팽창파가 발생함에 따라서 노즐의 중심에서부터 노즐끝단으로 갈수록 흐름각이 커진다. 따라서 노즐 끝단의 유동은 디퓨져의 벽면에 반사되어 흡입구의 카울링 입구의 경사 충격파와 동일한 반사충격파를 형성한다. 또한 노즐중심의 디퓨져와 평행한 유동은 센터바디의 콘형상에 의해서 경사충격파를 발생한다. 두 충격파는 램제트엔진의 흡입구에서와 같이 충격파의 교란이 일어나게 된다.

센터바디 디퓨져의 이상적인 설계형상이라고 한다면 램제트엔진의 흡입구에서와 같이 $M = M_{design}$인 경우의 유동현상이 나타나는 것이지만 유동의 방향이 방사형으로 퍼져나가는 노즐유동에서는 불가능한 유동현상이며, 항상 $M > M_{design}$인 유동현상을 나타낸다. 이것은 센터바디 디퓨져가 2차목의 디퓨져보다 진공압력 측면에서 성능이 떨어지는 원인이다. 또한 램제트엔진의 경우와 같이 일정 마하수 이상에서 엔진이 작동하는 것과 같이 센터바디 디퓨져의 경우도 다양한 노즐의 확장비에 대해서 작동할 수 있는 원리이기도 하다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

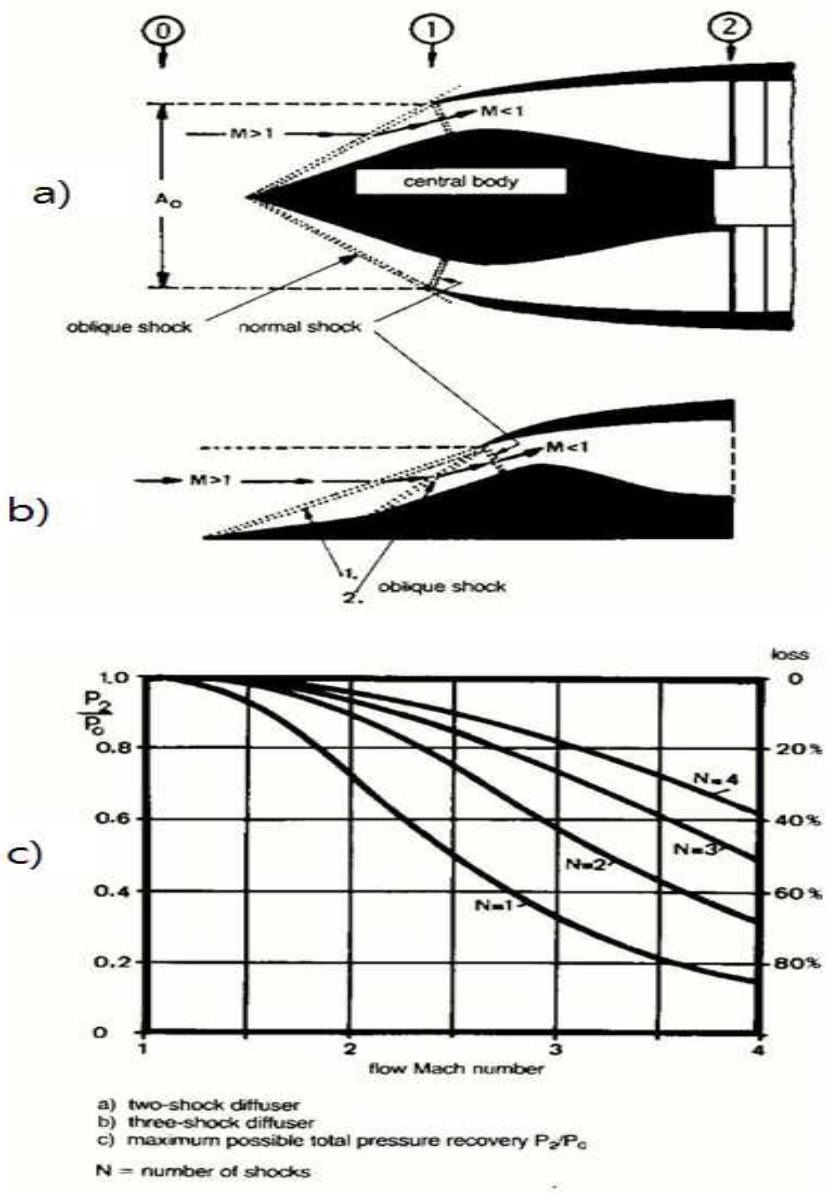


Fig. 2-25 Total pressure loss of ramjet inlet [57]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

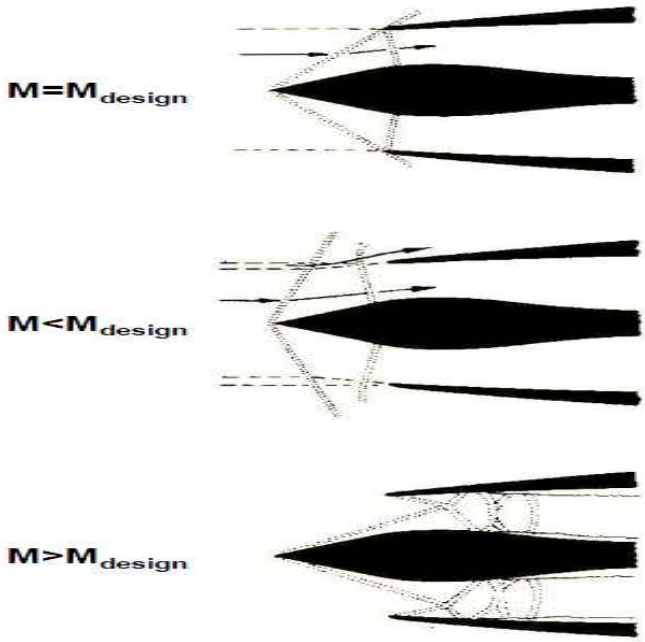


Fig. 2-26 Flow patterns of ramjet [57]

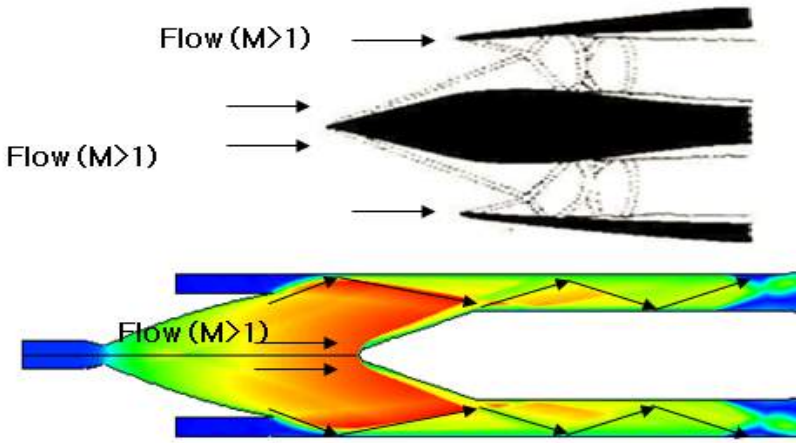


Fig. 2-27 Comparison of CBD and ramjet on the supersonic flow

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 6 절 센터바디 디퓨져 형상설계

앞 절에서 2차목 디퓨져의 형상설계변수에 대한 특성을 검토하였으며 센터바디 디퓨져와 대응되는 2차목 디퓨져를 정의하였다. 또한 센터바디의 형상에 대한 시동압력 및 진공압력에 대한 특성을 분석하였다. 2차목에 대응되는 센터바디의 변수는 동일한 특성을 나타내며, 센터바디의 콘반각 및 블런트의 직경에 따라서 시동압력 및 작동압력에 영향을 미치는 것으로 분석되었다. 앞에서 언급된 2차목 디퓨져의 1차원 설계 방법을 센터 바디의 설계에 적용하고 센터바디의 콘반각 및 위치에 대한 특성을 고려하여 센터바디의 설계에 반영하였다.

디퓨져 입구직경(D_d)

디퓨져 입구의 직경은 2차목 디퓨져와 같이 진공압력에 관련된 변수이다. 진공도를 고려하여 2차목 디퓨져와 동일하게 $A_d/A_t = 76.7$을 설계에 반영하였다.

직선부(H)

직선부(H)는 연소가스의 확산영역으로 2차목 디퓨져와 같이 $0.5D_d$을 기준으로 설정하였다. 센터바디의 경우 충격파의 위치에 따라서 전압력손실이 발생할 것으로 판단되어 특성분석을 위해 $0.0D_d$, $0.25D_d$, $0.5D_d$dp 대해서 설계에 반영하였다.

블런트반경(R_t)

블런트반경은 역류제트분사 및 열역학적 특성을 고려하였으며 참고문헌[1]을 참조하여 1.6mm로 설정하였다.

콘반각(α)

참고문헌[1]에서 16~30도의 기준범위를 제시하였고 참고문헌[3]의 분석결과 노즐의 확장비와 무관하게 20도의 콘반각을 사용하였다. 따라서 콘반각은 20도를 기준으로 10~30도의 콘반각을 설정하고 유동해석을 통해 특성을 파악하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

센터바디 목직경(W_{th})

센터바디 목직경(W_{th})은 2차목 디퓨져 분석을 기준으로 $A_d/A_{th} \geq 0.5$ 이상의 W_{th}를 설정하며 센터바디 디퓨져와 2차목 디퓨져의 목면적비의 분석을 근거로 $A_d/A_{th} \geq 0.7$인 4.16mm를 설정하였다.

센터바디 목길이(N)

2차목 디퓨져 분석을 근거로 전압력손실을 고려하여 8 W_{th}를 설정하였다.

아음속 확산부각(β)

2차목 디퓨져의 설계 변수와 참고문헌[3]에서 제시한 β=8도 전압력손실을 고려하여 확산부각으로 설정하였다.

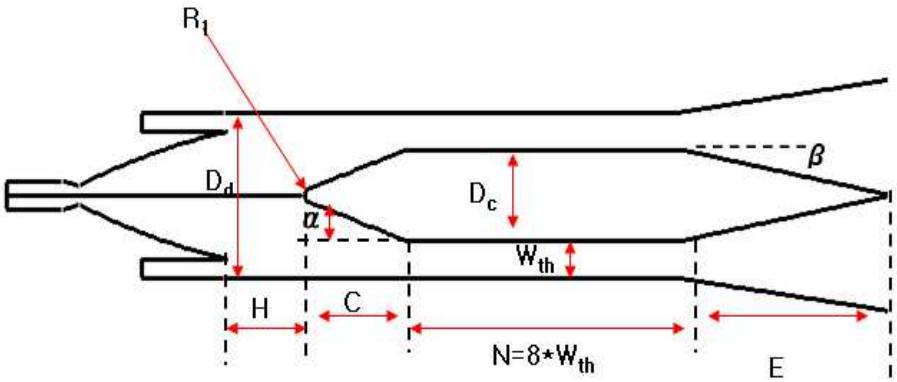


Fig. 2-28 Design parameters of CBD

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 2-5 Design parameters of CBD

Parameters		Parameters	
Inlet diameter (D_d)	220 mm	Length of CB	400 mm
Inlet length (H)	110 mm	Divergence diameter	250 mm
blunt radius (R_t)	16 mm	Divergence angle (β)	8 deg.
cone half-angle (α)	20 deg.	Total length	966 mm
Diameter of CB (W_{th})	50 mm		

제 7 절 디퓨져 진공도 성능예측

앞 절의 형상설계변수 중에서 디퓨져의 진공압력을 결정하는 주요변수는 디퓨져의 종류와 관계없이 엔진 노즐목의 단면적(A_t)에 대한 디퓨져 입구의 단면적($A_d = A_3$)비로 언급하였다. 참고문헌[27]에서 제시한 이론식 및 실험 데이터를 활용하여 디퓨져의 확장비(A_d/A_t)=120 까지의 데이터를 생성하고 현재 설계된 2차목 디퓨져와 센터바디 디퓨져의 진공성능을 예측하였다. 참고문헌[27]에서 제시한 디퓨져의 확장비(A_d/A_t)=50까지 진공압력의 이론식 및 시험에 의한 결과는 Fig. 2-29에서 나타나 있다. Fig. 2-29에 나타난 것과 같이 디퓨져의 확장비(A_d/A_t)에 따라서 연소실압력과 진공압력의 관계로 구성할 수 있다. 이 결과는 비열비 1.4에서 실험식 및 이론식을 산정하고 그 결과에 따라서 진공압력을 산출하는 방식이다. Fig. 2-30과 Fig. 2-31에 Fig. 2-29의 결과를 외삽법을 이용하여 확장하고 형상설계의 진공압력을 예측하기 위하여 디퓨져 확장비 A_d/A_t=120까지의 진공압력을 예측할 수 있는 결과를 제시하였다. 설계형상의 진공압력을 구성하기 위하여 디퓨져 최대 확장비를 분석하면 Fig. 2-33에서 노즐의 확장비(ϵ)가 45일 때 디퓨져 입구 단면적/노즐 단면적비($\psi = A_d/A_e$)은 1.7이고 이때의 노즐목에 대한 디퓨져의 확장비(A_d/A_t)는 76.7의 확장비를 나타낸다.

엔진의 연소시험은 비열비 1.2인 고온의 시험으로 이것에 대한 보정 방법을 고

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

려해야한다. 비열비에 대한 보정을 위하여 참고문헌[31]에서 디퓨져의 시동압력 및 작동압력에 대한 비열비의 영향에 대한 시험결과를 분석하였다. Fig. 2-32에 노즐의 확장비에 대한 시동압력의 결과가 나타나 있다. 비열비가 1.4에서 1.2로 작아지면 압력도 작아지는 것을 볼 수 있다. 또한 Fig. 2-33에 노즐확장비 (A_e/A_t)에 대한 디퓨져의 최대 확장비가 나타나 있다. 설계형상인 노즐 출구 단면적에 대한 디퓨져 입구 단면적 확장비($\psi = A_d/A_e$)=1.7은 비열비 1.2 일 때 디퓨져 최대 확장비 $\psi = A_d/A_e = 1.78$이하로 디퓨져 작동 범위내의 설계형상으로 예측된다.

Table 2-6에 설계안에 대한 진공압력을 나타내었다. 실험데이터의 진공압력은 이론식의 진공압력과 비교하여 10%~20%의 차이를 나타내고 있다. 디퓨져 입구의 단면적이 작을수록 실험데이터의 압력이 더 낮은 압력을 구현하는 것으로 판단되며 20%오차범위를 적용한다고 해도 실제 구현되는 2차목 디퓨져는 진공압력비(P_c/P_a)는 0.03이하의 압력비로 구현할 것으로 판단된다.

Table 2-6 Minimum vacuum pressure ratio of diffuser

A_d/A_t	P_c/P_a (Experimental)	Deviation	P_c/P_a (Theoretical)	P_c/P_a (Υ =1.2)
57.5	0.0188	13%	0.0213	0.0204
76.7	0.0145	8.9%	0.0132	0.0167

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

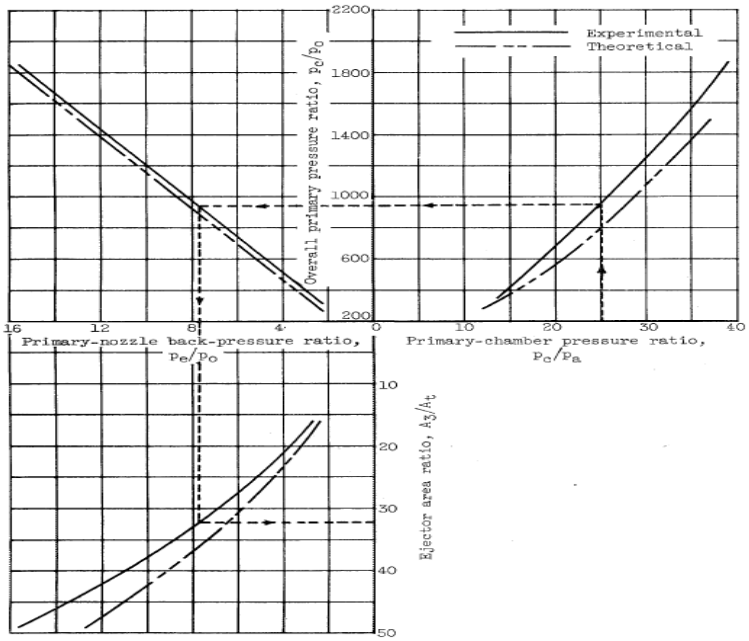


Fig. 2-29 Design parameters for obtaining minimum vacuum pressure ratio [27]

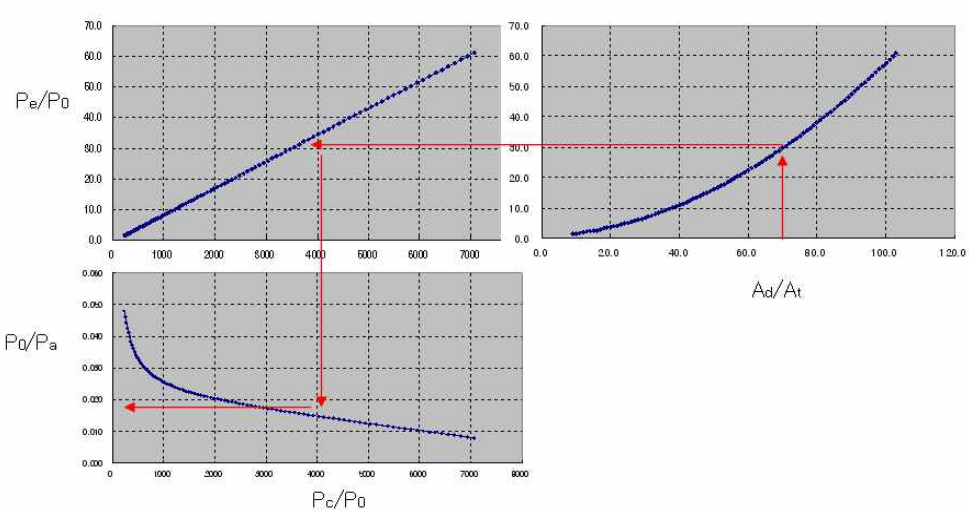


Fig. 2-30 Theoretical parameters for obtaining minimum vacuum pressure ratio

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

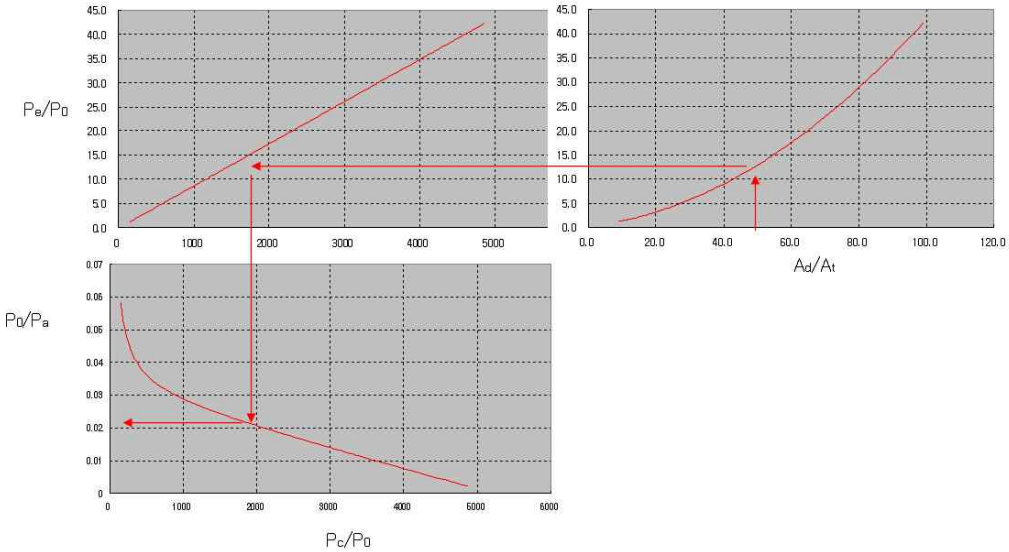


Fig. 2-31 Experimental parameters for obtaining minimum vacuum pressure ratio

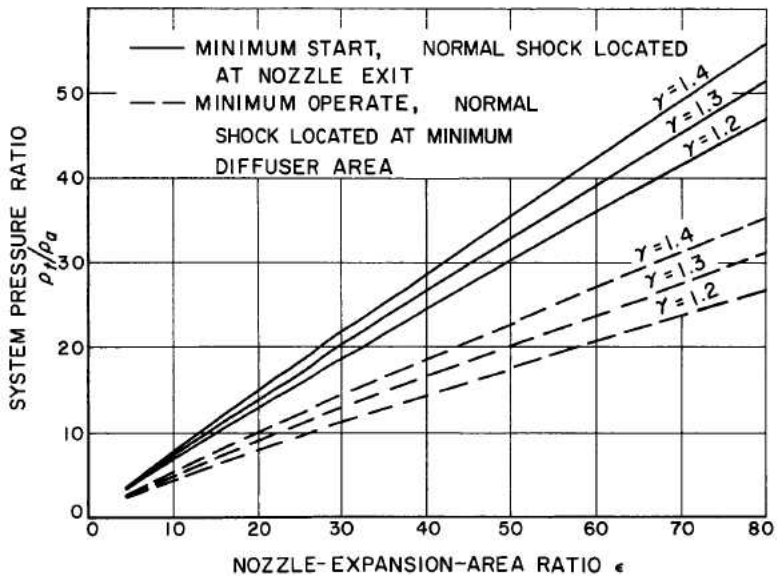


Fig. 2-32 Starting pressure ratio versus nozzle expansion area ratio [31]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

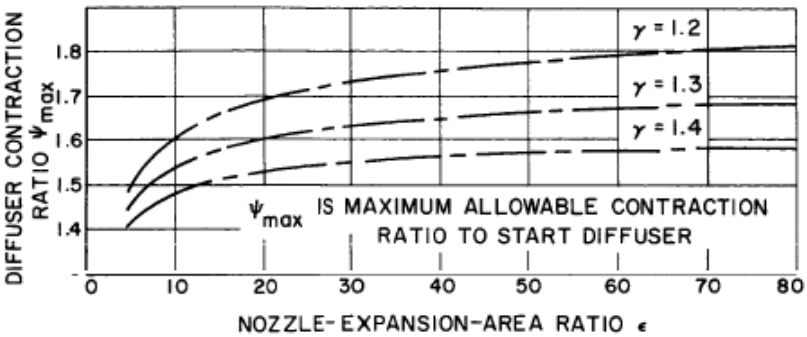


Fig. 2-33 Diffuser contraction ratio versus nozzle expansion area ratio [31]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 장 디퓨져의 유동해석

제 1 절 개요

센터바디 디퓨져의 특성을 분석하기위하여 단순 튜브 형태의 디퓨져에 대한 수치해석을 수행하여 참고문헌[18]의 시험데이터와 비교 검증을 통해 수치해석 방법의 검증을 수행하고 센터바디 디퓨져에 대응되는 2차목 디퓨져의 특성을 수치해석을 통해 검증하였다. 또한 2차목 디퓨져의 특성과 센터바디 디퓨져의 유동 특성을 수치해석을 통해 비교 검토하였다.

제 2 절 수치해석기법 검증

참고문헌[18]에서 언급되어 있는 것과 같이 엔진의 연소 후류에 의한 디퓨져의 성능을 검증하기위해서는 몇 가지 가정을 도입한다. 이러한 가정은 일반적 유동 해석과정에서 도입하는 과정으로 참고문헌[20]에 이러한 가정에 대한 검증 및 해석결과의 신뢰성을 언급하고 있다.

다음은 사용되어진 유동해석을 위한 가정이다.

- 디퓨져 내부의 유동장은 열량적 완전 기체로 정의 한다.
- 고온의 연소가스는 계산의 편의성을 위해 고온의 일반 공기로 가정한다.
- 비열비는 1.2로 일정하게 가정한다.

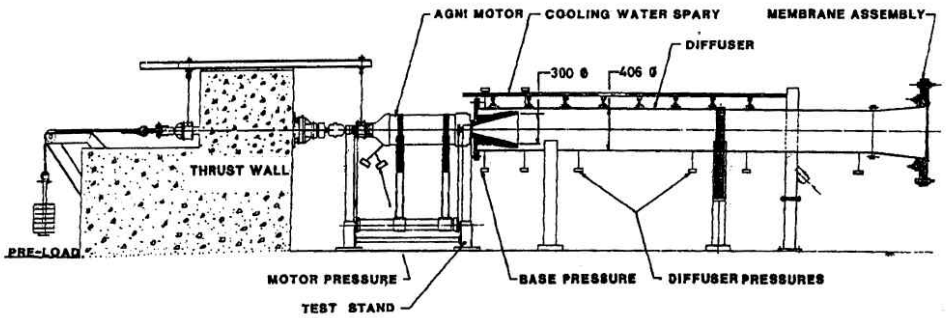
1. 수치해석 검증모델

Fig.3-1은 K. Annamalai등[9]이 제시한 초음속디퓨져의 수치해석 검증을 위한 해석모델의 개략도 및 시험데이터이다. 고체모터의 고공모사 시험을 위하여 초음속디퓨져는 단순 튜브형태의 초음속디퓨져를 사용하였다. 주요형상은 노즐 출구 면적비(A_e/A_t)는 19.4, 노즐 목면적에 대한 디퓨져 입구 면적비(A_d/A_t)는 34.2이

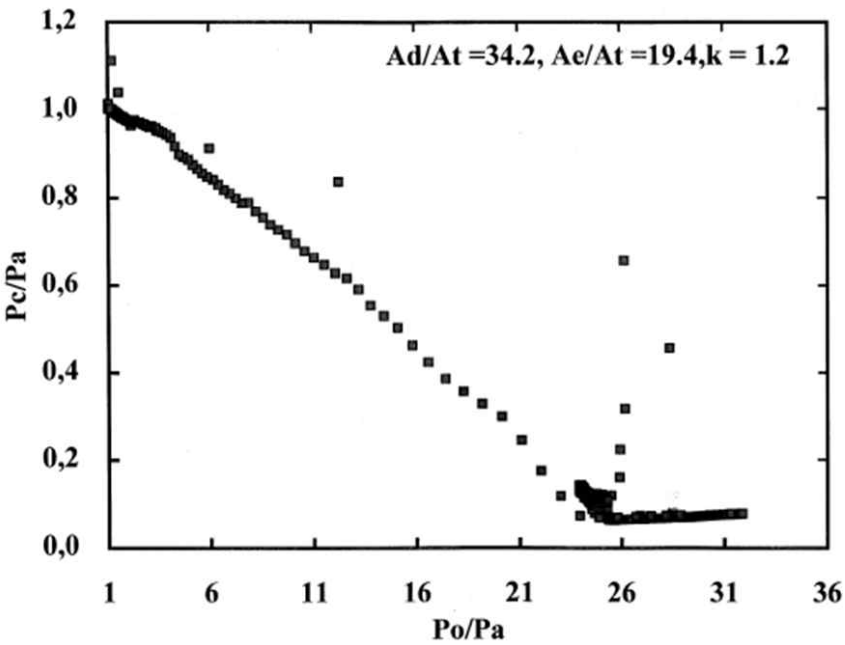
Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

며 고공모사설비에서 디퓨져 내부는 점화시험 모사를 위하여 점화고도의 진공압력으로 초기조건을 구성하고 출구의 압력이 대기압 조건이 되는 순간 캡이 개방되는 방식을 사용한다. 본 연구에서는 Fig.3.1에 나타난 시험데이터와 상용 프로그램인 Fluent[60]와 인-하우스(In-house) 코드의 수치해석결과를 비교 검토하였다.



a) Experimental setup using solid propellant rocket motor exhaust



b) SED characteristic curve for hot rocket exhaust gas

Fig. 3-1 SED experimental setup and characteristic curve [9]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

2. 수치기법 및 지배방정식

1) 지배방정식

무차원화된 2차원 축대칭 Navier-Stokes방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial \overline{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \overline{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \overline{F}}{\partial \eta} + \overline{H} = \frac{\partial \overline{E_v}}{\partial \xi} + \frac{\partial \overline{F_v}}{\partial \eta} + \overline{H_v} + \overline{S} \tag{3-1}$$

무차원 기준값은 연소실의 시작점을 기준으로 디퓨져 출구까지의 길이, 자유유동속도, 자유유동밀도 등이며, t, ξ과 η는 시간과 일반 좌표축이다. 식 (3-1)에서 $\overline{Q}$는 일반 좌표로 변환된 무차원 보존유량함수 벡터 $Q/J(=(\rho,\ \rho u,\ \rho v,\ \rho e)^T/J)$이다. $\overline{E}$, $\overline{F}$, 및 $\overline{E_v}$, $\overline{F_v}$ 는 변환행렬과 유량 벡터에 의해 표현된 일반좌표 유량벡터고, 비점성 유량 벡터 Q, E, F 및 점성항E_v, F_v는 참고문헌[58]과 같으며, $\overline{S}(=S/J)$ 는 난류모델에서 사용되는 항이다.

2) 난류 모델

난류모델 $k-\epsilon$방정식은 Jones-Launder의 모델식에 Sarkar의 보정항을 추가[58, 59]하여 사용한다. 난류운동에너지 k와 난류운동에너지 소멸율 ϵ은 특성속도와 길이에 의해 무차원화시켜 Navier-Stokes식과 같이 보존형태로 일반좌표에 대해 쓸 수 있다. 이 때 Navier-Stokes식의 각 유량벡터들에 대응하는 난류 모델식의 벡터는 다음과 같다.

$$Q = \begin{bmatrix} \rho k \\ \rho \epsilon \end{bmatrix},\ E = \begin{bmatrix} \rho u k \\ \rho u \epsilon \end{bmatrix},\ F = \begin{bmatrix} \rho v k \\ \rho v \epsilon \end{bmatrix}$$

$$E_v = \begin{bmatrix} \mu_k \frac{\partial k}{\partial x} \\ \mu_\epsilon \frac{\partial \epsilon}{\partial x} \end{bmatrix},\ F_v = \begin{bmatrix} \mu_k \frac{\partial k}{\partial y} \\ \mu_\epsilon \frac{\partial \epsilon}{\partial y} \end{bmatrix}$$

$$S = \begin{bmatrix} S_k \\ S_\varepsilon \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \overline{P} - \rho(1+\Gamma)\varepsilon + L_k \\ C_1 \overline{P} \frac{\varepsilon}{k} + C_2 \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + L_\varepsilon \end{bmatrix} \tag{3-2}$$

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

$$\overline{P} = \mu_t \left\{ \begin{array}{l} (\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x})^2 + 2((\frac{\partial u}{\partial x})^2 \\ + (\frac{\partial v}{\partial y})^2) - \frac{2}{3}(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y}) \end{array} \right\} - \frac{2}{3}\rho \mathrm{k}(\frac{\partial \mathrm{u}}{\partial \mathrm{x}} + \frac{\partial \mathrm{v}}{\partial \mathrm{y}}) \tag{3-3}$$

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\epsilon},\ \mu_\epsilon = \mu_l + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon},\ \mu_k = \mu_l + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \tag{3-4}$$

식(3-4)에서 $\sigma_\epsilon, \sigma_k, C_1, C_2$ 등은 표준 $k-\epsilon$모델의 상수이고, Γ 는 Sarkar의 압축성 보정항[59]으로 난류마하수 $M_T = \sqrt{k}/a_{sonic}$ 와 계수 α 에 의해 $\Gamma = \alpha M^2{}_T$ 로 표현된다. Sarker에 의해 제시된 압축성 보정계수는$\alpha = 1.0$ 을 사용하였다[59]. L_k와 $L\epsilon$ 은 벽면 영향 보정항이다. 자유유동의 무차원 난류강도는 0.005를 사용하였다[59].

3) 수치 기법

공간에 대한 이산화는 충격파와 같은 불연속면에 높은 해상도 결과를 얻을 수 있는 2차 정밀도의 풍상차분 고해상도 기법인 HLLE 기법을 사용하였다. 시간에 대한 이산화는 이차 정밀도를 갖는 2단계 기법을 사용하였다.

1단계 계산은 중간 계산치를 $\triangle t/2$에서

$\overline{U_i} = U_i^n - \triangle t\left(f^*_{i+1/2} - f^*_{i-1/2}\right)/2\triangle x$ 로부터 구한다.

여기에서 f^*는 1차 정밀도의 풍상 차분 유량이다. 2단계 계산은 $U_i^{n+1} = U_i^n - \triangle t\left(\overline{f^{*(2)}_{i+1/2}} - \overline{f^{*(2)}_{i-1/2}}\right)/\triangle x$ 로부터 구한다. 여기에서 $\overline{f^{*(2)}}$은 2차정밀도의 풍상차분법에 의해 $\overline{U}$와 U_i^n 으로부터 구한 유량이다.

3. 유동해석

Fig.3-2에서 수치해석을 위한 격자의 구성을 나타내고 있다. 벽면의 경계조건은 단열조건으로 가정하였으며, 버퍼존(Buffer-zone)을 구성하여 디퓨져 후류의 조건을 모사하였다. 또한 연소실의 압력은 수렴정도에 따라 P_0/P_a=2.0 씩 증가하는 것으로 가정하여 계산을 수행하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

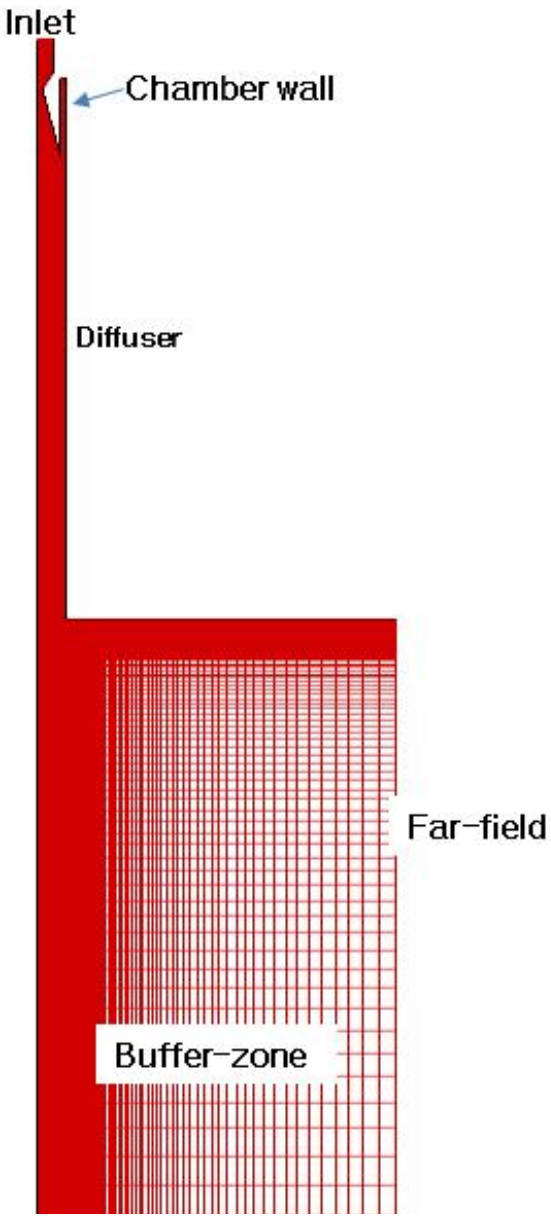


Fig. 3-2 Computational grid of SED

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

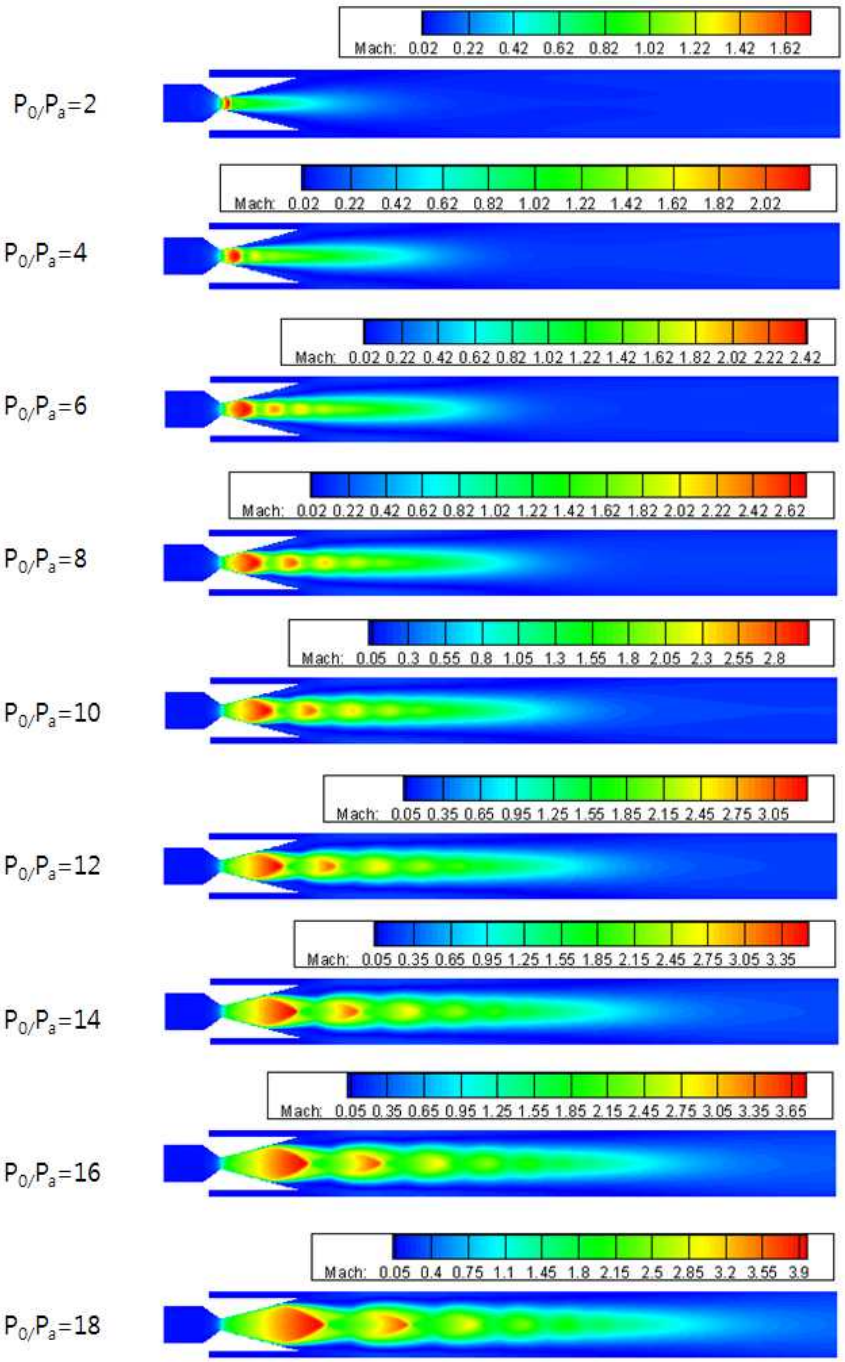


Fig. 3-3 Mach number contours for transient regime (P_0/P_a=2~18)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

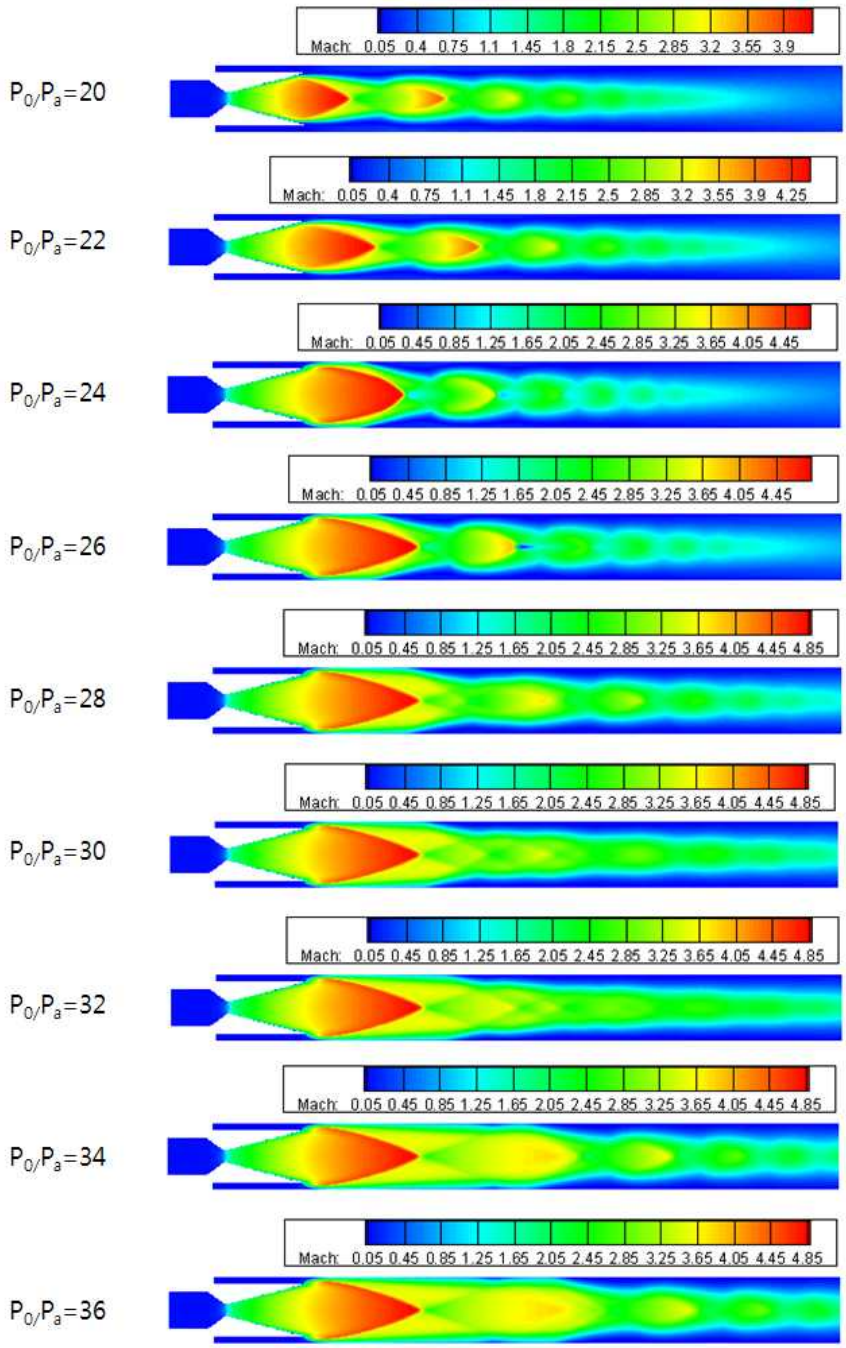


Fig. 3-4 Mach number contours for transient regime (P_0/P_a=20~36)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Fig. 3-3과 3-4의 연소압력 변화에 따른 마하수의 변화를 보면 연소실압력비 P_0/P_a=24에서 초음속 디퓨져가 작동하는 것을 볼 수 있다. 또한 디퓨져 작동 이후 연소가스 후류의 초음속영역이 연소압력비가 증가함에 따라서 확장하는 것을 볼 수 있다. 이러한 현상은 일반적 수직 충격파 이론[54]에 의해서 배압비에 대한 결과로 판단된다. 또한 디퓨져 벽면에 반사되는 충격파의 반사각의 변화는 진공챔버의 진공압비의 변화에 따라 결정된다.

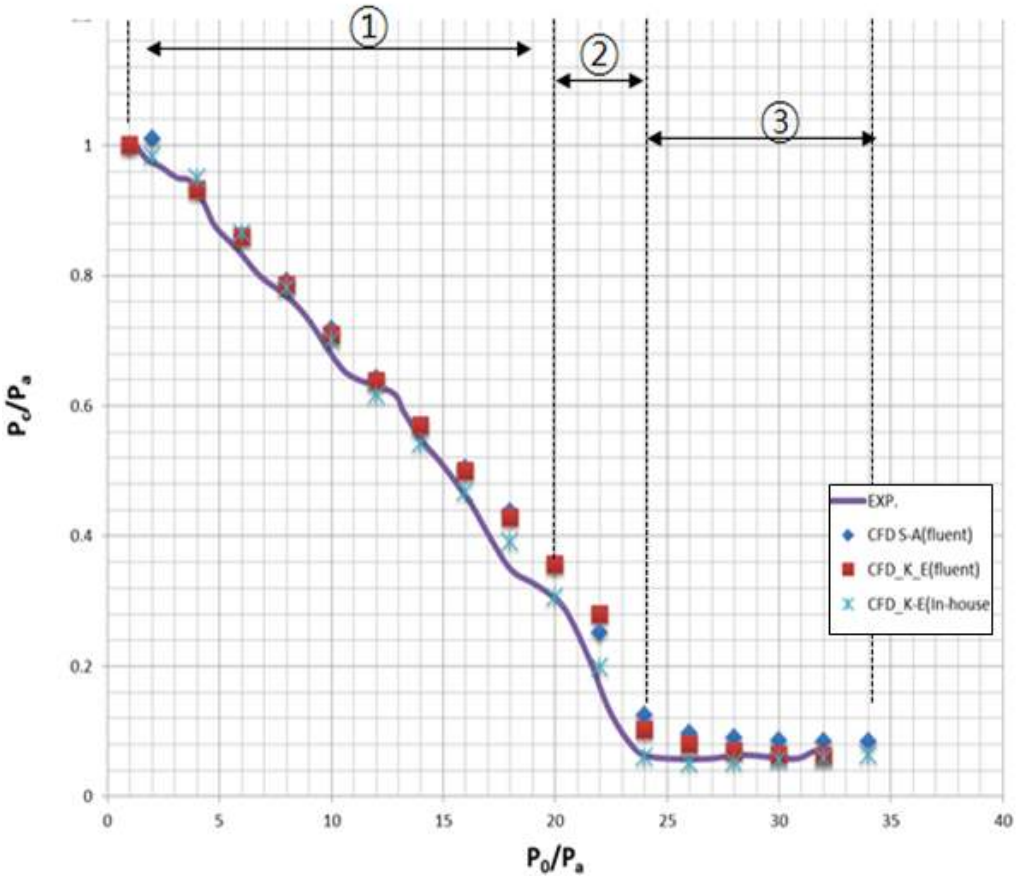


Fig. 3-5 Characteristic curve for transient regime

Fig.3-5는 연소압력비(P_0/P_a)에 따른 진공챔버의 진공압력비(P_c/P_a)를 나타낸 그림이다. 난류 모델인 S-A(Spalart - Allmaras) 사용할 경우 시동구간 이후의 역

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

압력에 대한 영향을 나타내지 못하는 것을 볼 수 있다. 하지만 인하우스 코드 및 상용 프로그램의 $k-\varepsilon$ 난류모델을 사용한 경우 역압력 구배에 따른 초음속 디퓨져 작동 이후 압력이 상승하는 구간의 경향성을 잘 나타내고 있다.

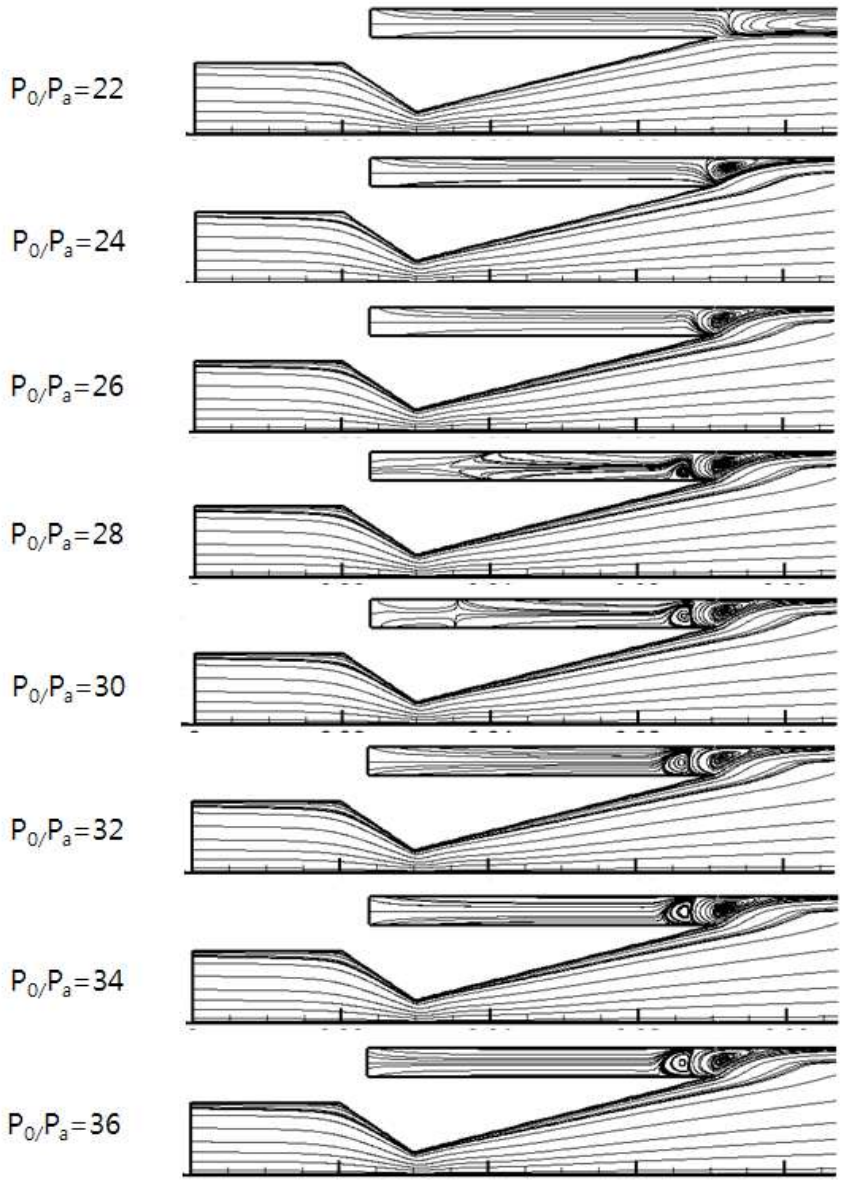


Fig. 3-6 Stream function contours for transient regime

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Fig. 3-6의 연소압력비에 따른 노즐 끝단의 유동현상을 보면 디퓨져 작동 이후 연소압력의 팽창에 따른 진공챔버와 노즐끝단사이에서 역압력 구배에 의한 와류가 발생하는 것을 볼 수 있다. 초음속 디퓨져의 작동이후 연소압력이 증가함에 따라서 진공챔버 내부로 연소가스의 유입이 이루어지며 이러한 유동현상에 의해서 진공챔버의 압력이 증가하는 것으로 판단된다.

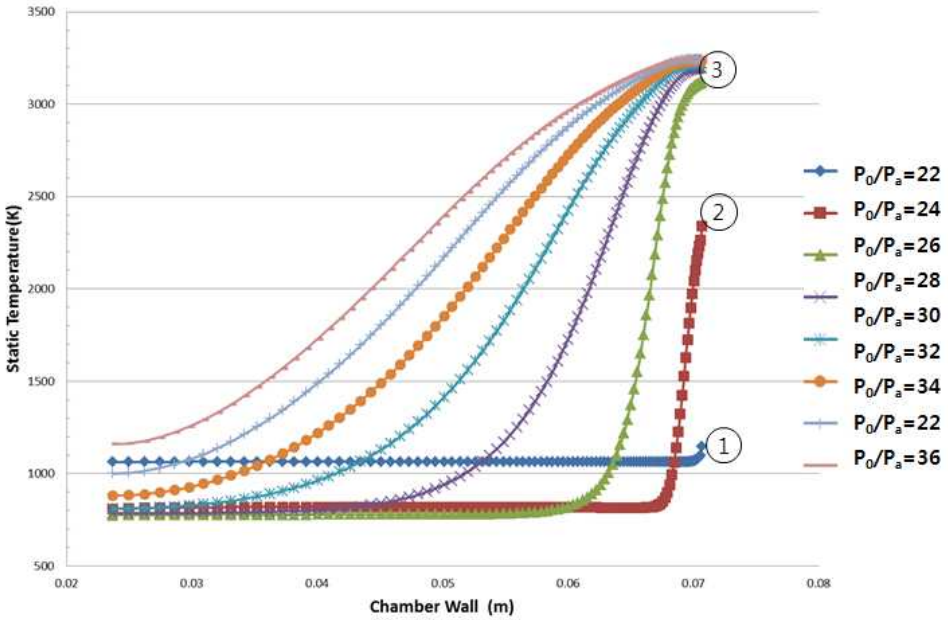


Fig. 3-7 Static temperatures in vacuum chamber for transient regime

Fig. 3-7의 진공챔버의 온도 변화를 보면 초음속디퓨져의 작동전인 아음속구간 ①영역에서는 온도가 1000K로 초음속 디퓨져가 작동되는 구간보다 높게 나타난다. 이러한 현상은 초기 1~2초 사이의 짧은 엔진시동 구간에서 일시적으로 연소가스가 진공챔버 내부로 유입되는 것을 의미한다. 또한 디퓨져의 시동 구간 ②영역에서 챔버벽면 온도가 800K로 하강하며 역압력 구간인 ③영역에서 상승하는 것은 Fig. 3-6에서 나타난 것과 같이 연소가스의 유입에 의한 현상이다. 이러한 유동 현상은 단순 튜브 형태의 디퓨져와 2차목 디퓨져 및 센터바디 디퓨져에서

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

동일한 유동현상이 나타난다.

4. 수치해석 기법의 적용

진공챔버 및 디퓨져의 벽면을 단열조건으로 가정하였으며, 계산의 효율성을 위하여 최소의 진공챔버의 공간을 구성하여 수치해석 검증을 수행하였다. 해석 결과에서 나타난 것과 같이 연소과정에서 엔진의 시동과정 및 초음속 디퓨져의 작동과정에서 진공챔버 내부에 연소가스가 유입되고 이러한 현상에 따라서 진공챔버 내부의 압력 및 온도가 상승하는 결과를 잘 나타내고 있다. 위의 수치기법의 결과를 적용하여 2차목 디퓨져와 센터바디 디퓨져의 유동해석을 통해 형상 검증을 수행하였다. 또한 유동해석은 위 해석결과를 근거로 상용 프로그램을 이용하여 계산을 수행하였다. 천이구간에 대한 해석은 계산 시간을 고려하여 S-A 난류모델을 적용하고 정상상태의 해석은 $k-\epsilon$난류모델을 사용하여 수치해석을 수행하였다.

제 3 절 센터바디 디퓨져의 유동해석

앞장에서 도출한 형상설계데이터인 센터바디 디퓨져와 대응되는 2차목 디퓨져의 형상설계의 검증을 위해 유동해석을 수행하였다. 입력조건은 참고문헌[43, 44]의 데이터을 활용하여 최대 연소압 60 bar, 온도 3400k을 초기조건으로 해석을 수행하였다. 고온의 초음속 디퓨져 내부의 유동해석을 위하여 2차원 축대칭 Navier-stokes Equation를 사용하였으며, 계산의 편의성 및 고온의 영향을 고려하기 위해서 비열비 $\gamma = 1.2$로 고정하여 계산하였다. 앞 절에서 검증된 상용 프로그램인 FLUENT[60]를 사용하였으며, 난류모델은 천이구간에서 S-A 난류모델과 정상상태에서 k-ϵ 난류모델을 적용하여 해석을 수행하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

1. 격자 구성 및 해석 조건

격자계의 구성은 디퓨져의 출구 조건만을 고려한 형태의 격자를 구성할 경우 대기압에 따른 디퓨져의 진공 성능을 구현하지 못하는 문제가 발생한다. 따라서 버퍼존 형태의 대기압상태의 유동장 조건을 묘사한 격자를 구성하여 적용 하였다. Fig. 3-8과 Fig. 3-9에 2차목 디퓨져와 센터바디 디퓨져의 격자 구성이 나타나 있다. 센터바디 디퓨져와 2차목 디퓨져의 격자 구성에서 진공챔버는 계산의 편의성을 위해 최소공간으로 가정하여 구성하였다.

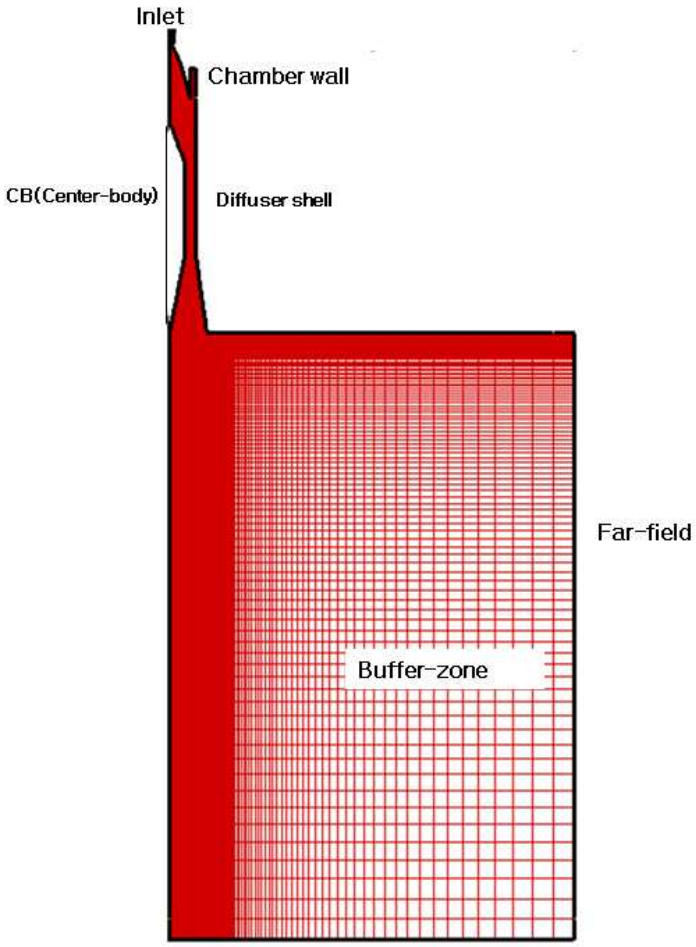


Fig. 3-8 Computational grid of CBD

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

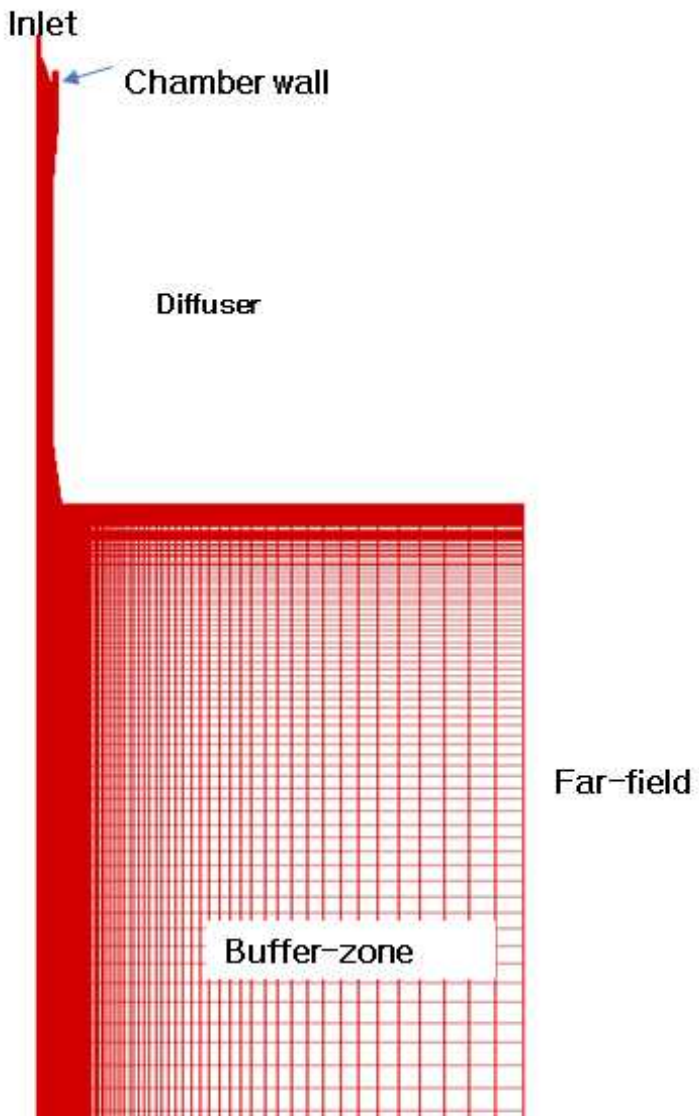


Fig. 3-9 Computational grid of STED

설계형상에 대한 성능 검증을 위해서 다양한 콘반각에 대해서 유동해석 및 분석을 수행하였다. 또한 유동해석에 따른 설계 형상의 특성을 보기위한 경우의 수는 Table 3-1과 같다.

콘반각의 기준근거는 앞장에서 언급한 Frerri와 Nucci[57]의 연구에서 초음속

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

흡입구의 센터바디의 형상에 대한 참고문헌[57]을 분석한 결과와 퍼널 형상, 쐐기 형상, 콘형상의 충격파 분리각에 대한 분석을 통하여 2차목 디퓨져의 충격파 분리각에 대응되는 10도에서 30도 사이의 콘반각에 대한 계산을 수행하였다. 노즐 끝단부터 센터바디 선두부의 거리인 H는 콘반각이 20도인 경우에 대해 노즐 출구에서 H=0.0~0.5D_d까지 센터바디의 위치를 변화하여 진공압력비(P_c/P_a)와 유동특성에 대한 부분을 검토하였다. 센터바디의 목직경은 고정된 값으로 2차목 디퓨져의 2차목과 동일한 면적비로 $A_{th}=0.7A_d$이며 참고문헌[3]의 센터바디 디퓨져의 형상과도 일치하는 수치이다. 또한 2차목 디퓨져와 센터바디 디퓨져의 형상에 대한 유사성을 검증하기 위하여 Table 3-1에 보이는 것과 같이 동일한 2차목 디퓨져의 면적비, 직선부, 아음속 확산각에 대해서 센터바디 디퓨져의 콘반각(α) 10도인 경우와 20도인 경우에 대해서 2차목 디퓨져의 수축각(θ) 5도인 경우에 대해서 수치해석을 통해서 유사성을 검증하였다. 2차목 디퓨져의 유동해석 조건으로는 센터바디 디퓨져의 해석 조건과 동일한 조건을 적용하였다.

Table 3-1 The cases for CFD

Diffuser	$\alpha(\theta)$	H(S)	A_{th}
CBD	10°	$0.5D_d$	$0.7A_d$
	15°	$0.5D_d$	$0.7A_d$
	20°	0.0, $0.25D_d$, $0.5D_d$	$0.7A_d$
	25°	$0.5D_d$	$0.7A_d$
	30°	$0.5D_d$	$0.7A_d$
STED	5°	$0.5D_d$	$0.7A_d$

2. 센터바디 디퓨져와 2차목 디퓨져의 특성 비교

앞장에서 언급한 것과 같이 센터바디의 콘반각에 의한 충격파각과 2차목 디퓨져의 수축부를 퍼널 형상으로 가정한 충격파각이 동일할 경우에 대해서 수치해석을 수행하였다. Table 3-2에 센터바디 디퓨져와 2차목 디퓨져에 대한 정상상태

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

의 진공압력비와 시동압력 결과가 나타나 있다. Fig. 3-10은 15~16도의 유사한 경사 충격파를 생성하는 2차목 디퓨져의 형상과 센터바디 디퓨져의 형상에 대해서 비교 검토한 결과이다. 2차목 디퓨져와 유사한 경사 충격파를 생성하는 콘반각 10도의 경우 시동압력이 2차목 디퓨져와 비교하여 높게 나타난 것을 볼 수 있다. 이러한 현상은 연소가스의 팽창 시 반사파가 센터바디의 직선구간이 아닌 콘의 경사 구간에서 생성되므로 시동구간에서 압력손실을 초래하는 것으로 판단된다. 또한 P_c/P_a=60 일 경우 진공압력의 경우도 전압력 손실에 의해서 높게 나타나는 것을 볼 수 있다. 이와 비교하여 센터바디의 콘반각이 20도인 경우 진공압력 및 시동압력이 2차목 디퓨져와 유사한 값을 보인다. 이러한 현상은 콘반각이 20도인 경우에 2차목 디퓨져와 비교하여 반사파가 축을 기준으로 간섭하지 않고 센터바디와 외부 디퓨져사이로 반사되어지는 효과로 전압력 손실이 적은 것으로 판단된다.

Fig. 3-11과 Fig. 3-12에 시동압력과 정상 상태일 때의 Table 3-2의 각 형상 일때의 마하수 분포가 나타나 있다. 시동압력 조건에서 2차목 디퓨져와 센터바디 디퓨져의 내부 유동을 보면 2차목 디퓨져에서 경사충격파가 서로 교차를 결과가 나타나 있다. 또한 10도의 콘반각에서 경사충격파가 콘의 경사면에 생성되는 것을 알 수 있다. 2차목 디퓨져의 시동구간과 정상상태에서 수직 충격파 위치를 보면 정상상태가 시동구간 보다 출구 쪽으로 수직충격파 위치가 이동해 있다. 이것은 디퓨져 내부의 경사충격파가 반사되는 강도(속도)에 따라서 전압력 손실이 크게 나타나는 것을 의미한다.

Table 3-2 Vacuum and starting pressure ratio of CBD and STED

Diffuser	P_c/P_a	P_{st}/P_a	Shock wave angle
CBD (α: 10 deg. , H: 0.5)	0.0165	44	16 deg.
CBD (α: 20 deg. , H: 0.5)	0.0145	43	24 6deg.
STED (θ: 5 deg. , S: 0.5)	0.0148	44	15 deg.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

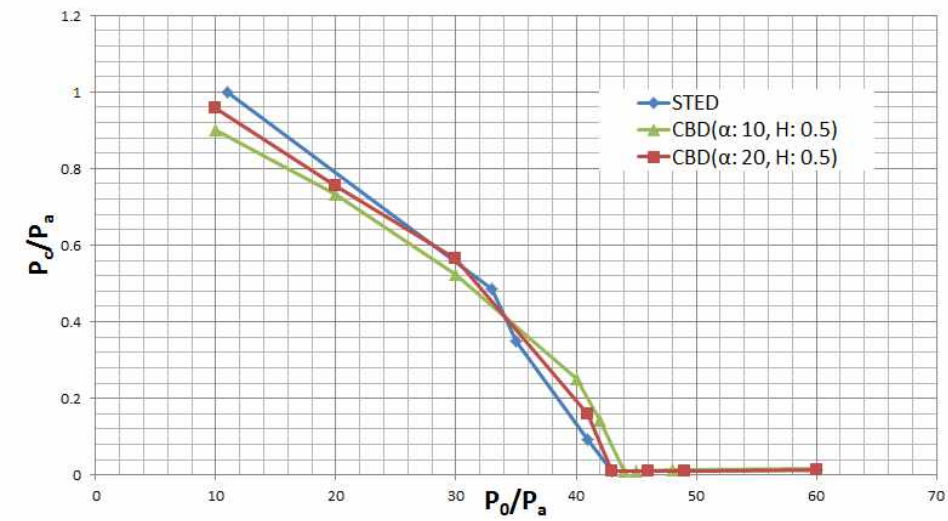


Fig. 3-10 Comparison of characteristic curve of CBD and STED

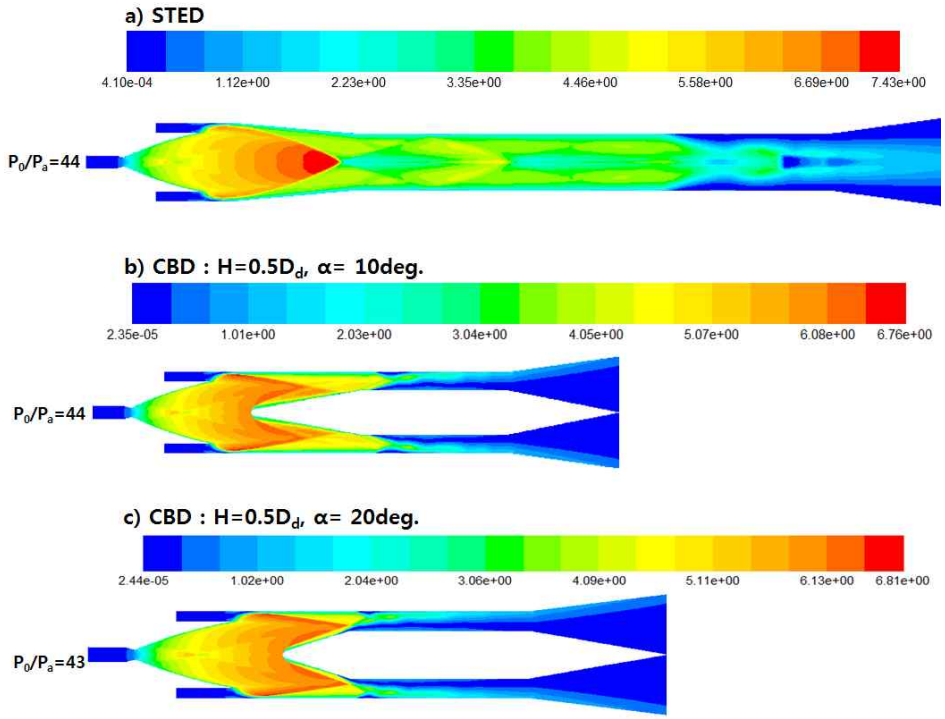


Fig. 3-11 Mach number contours at the starting pressure

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

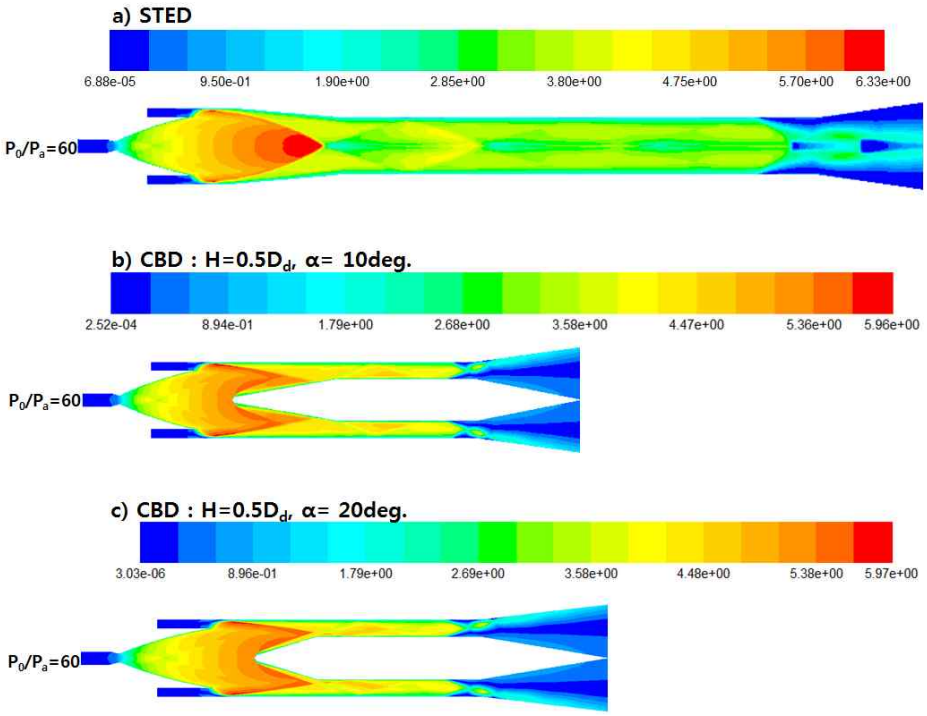


Fig. 3-12 Mach number contours (P_0/P_a=60)

3. 센터바디 직선부에 대한 유동해석

센터바디의 콘선두부의 위치에 따라서 시동압력 및 진공압력에 미치는 영향성을 파악하기위하여 직선부(H)의 $0.0D_d$, $0.25D_d$ $0.5D_d$에 콘 선두부를 위치시키고 유동해석을 수행하였다. 콘반각은 앞의 결과에 따라서 2차목 디퓨져와 성능이 유사한 콘반각 20도에 대해서 해석을 수행하였다.

Fig. 3-13과 Table 3-3에 직선부(H)의 변화에 대한 해석 결과를 나타내었다. 시동 압력비는 노즐 출구에서 가장 멀리 위치한 H=$0.5D_d$압력비가 가장 작게 나타났으며, H=$0.5D_d$ 이하에서는 시동압력이 상승하는 것으로 나타났다. 하지만 시동 압력비(P_{st}/P_a)의 차이가 최대 $\triangle P_{st}/P_a$=3으로 미미한 것으로 나타났다. 이러한 해석 결과에 대한 마하수 분포를 Fig. 3-14부터 Fig. 3-17에 나타내었다. 마하수 분포를 보면 노즐 출구에 가까이 위치할수록 연소가스의 확산부의 면적이 작아지며, 연소가스가 센터바디의 콘 부분에 위치함으로서 속도가 감소하는 현상이

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

나타난다. Fig. 3-14부터 Fig. 3-17의 시동압력구간의 마하수를 살펴보면 H=0.5D_d 일 때의 디퓨져의 시동압력 구간에서 최대 마하수가 크게 나타나는 것을 볼 수 있다. 또한 콘반각이 20도 일 경우 엔진 노즐의 확산각도와 평형이 되는 각도로 시동구간 및 전 영역에서 전압력 손실이 최소화됨을 알 수 있다.

Table 3-3 Vacuum and starting pressure ratio of various cone-tip position

Diffuser	P_c/P_a	P_{st}/P_a
α: 20deg. , H: 0.0	0.0128	45
α: 20deg. , H: 0.25	0.014	46
α: 20deg. , H: 0.5	0.0145	43

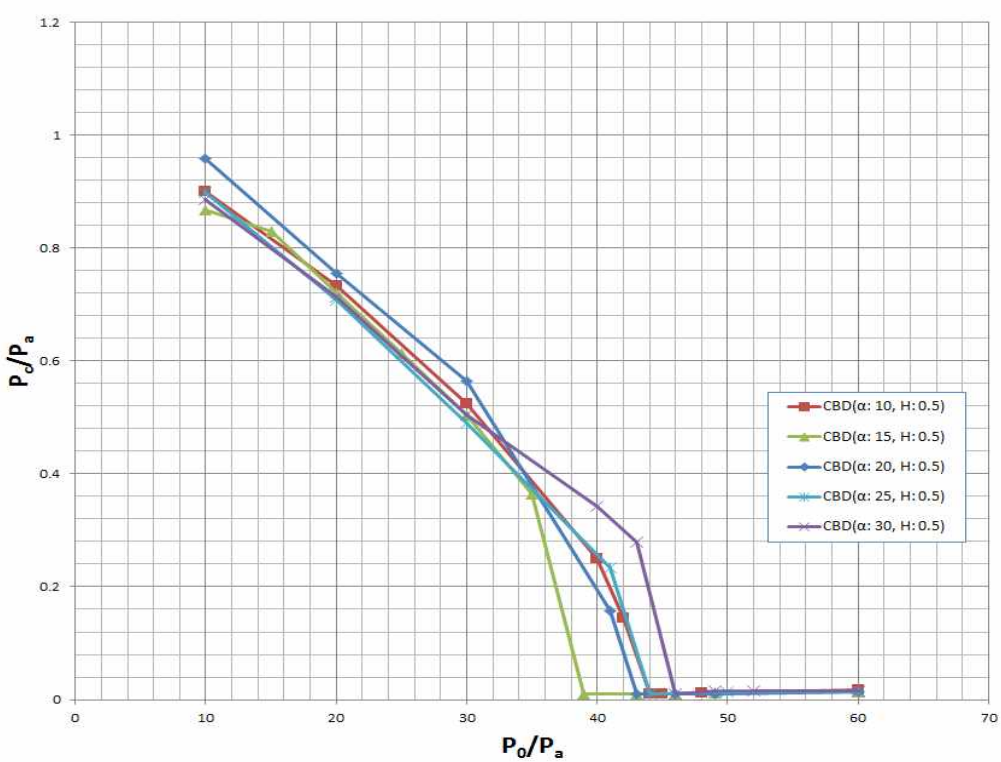


Fig. 3-13 Comparison of characteristic curve of CBD
(α=20, H=0.0~0.5D_d)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

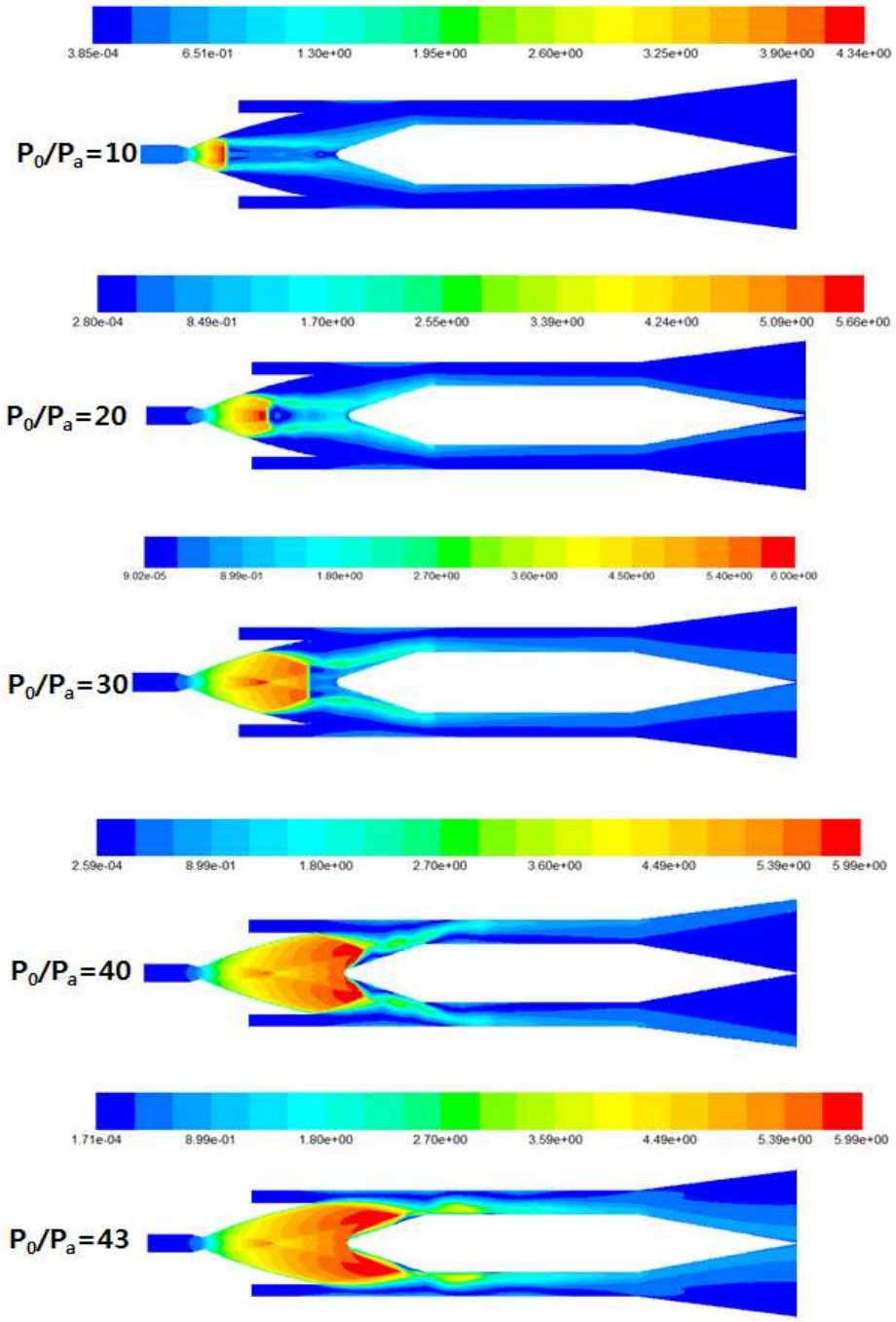


Fig. 3-14 Mach number contours for transient regime
(α=20, H=0.0D_d, P_0/P_a=10~43)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

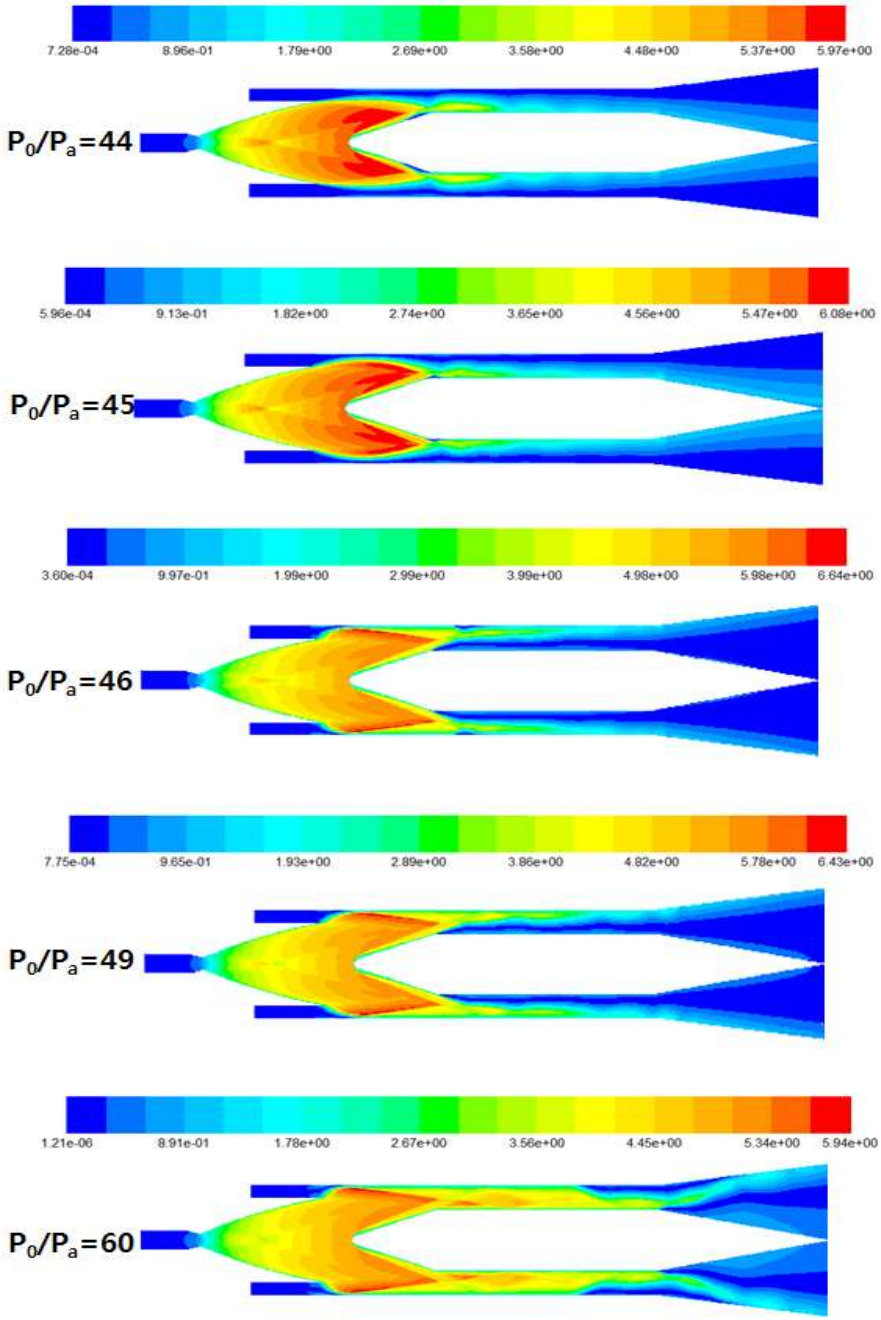


Fig. 3-15 Mach number contours for transient regime
(α=20, H=0.0D_d, P_0/P_a=44~60)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

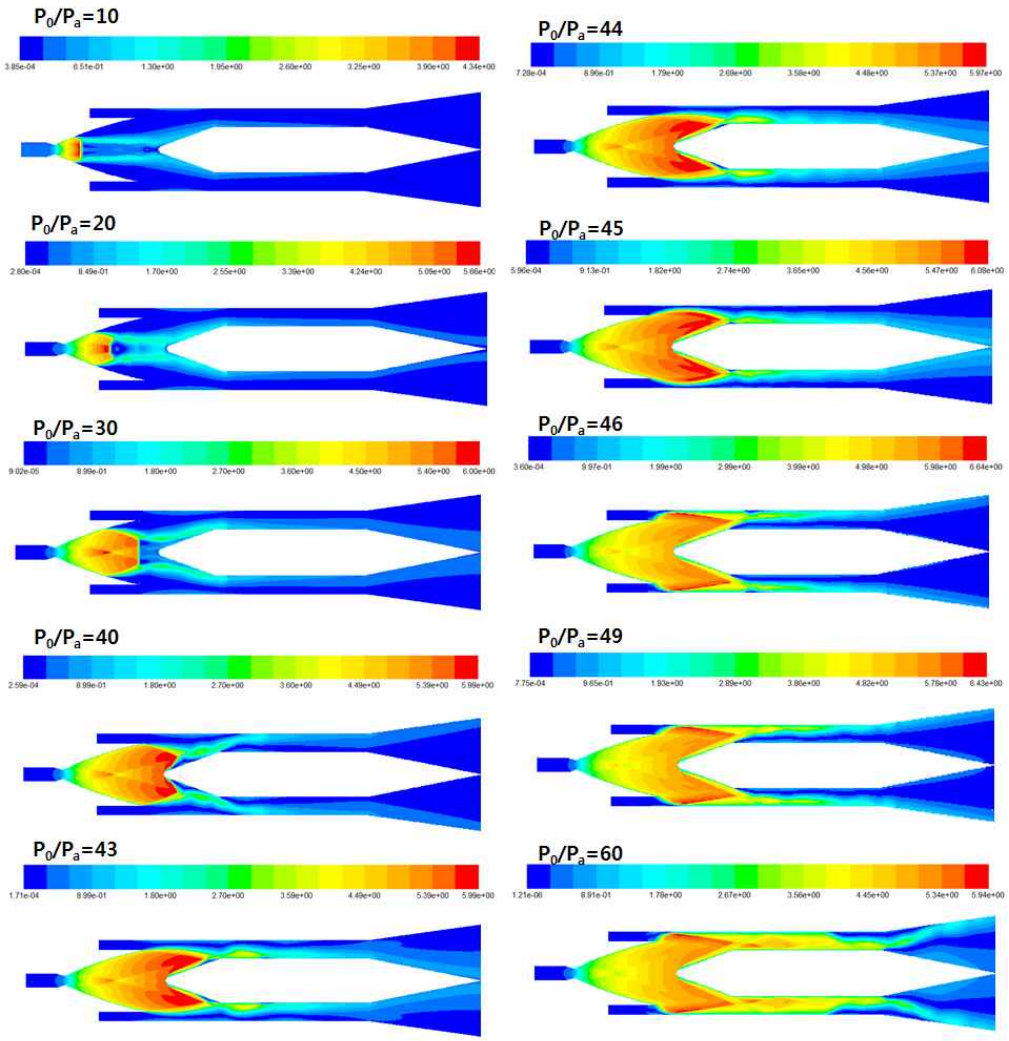


Fig. 3-16 Mach number contours for transient regime
(α=20, H=0.25D_d)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

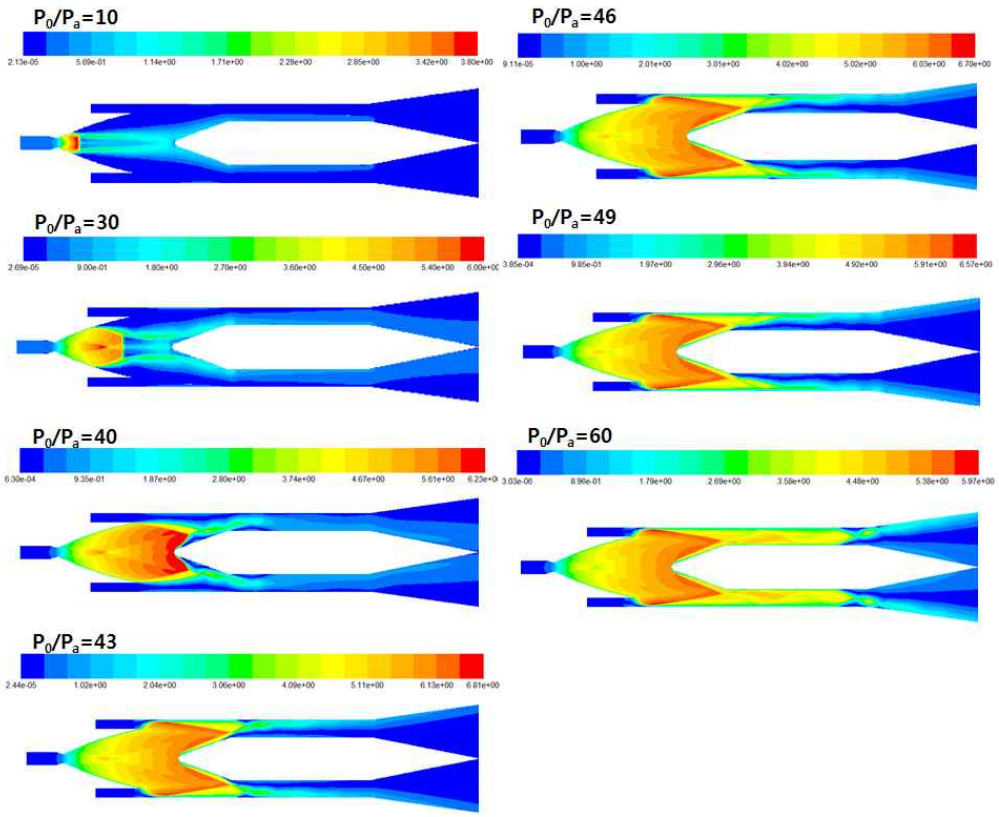


Fig. 3-17 Mach number contours for transient regime
(α=20, H=0.5D_d)

센터바디의 콘반각에 따른 시동압력 및 진공압력에 미치는 영향성을 파악하기 위하여 직선부(H)의 0.5D_d에 콘 선두부를 위치시키고 콘반각(α) 10도, 15도, 20도, 25도, 30도에 대해서 유동해석을 수행하였다.

Fig. 3-18과 Table 3-4에 콘반각(α)의 변화에 대한 해석 결과를 나타내었다. 시동 압력비(P_{st}/P_a)는 15도에서 콘반각이 증가 할수록 압력비가 크게 나타났다. 진공 압력비(P_0/P_a)의 경우도 콘반각이 증가함에 따라서 압력이 상승하는 결과를 가져온다. 이것은 센터바디 디퓨져 내부에 반사되는 충격파의 각이 증가하고 그에 따른 전압력 손실이 커지는 것을 의미한다. 하지만 콘반각(α)이 10도인 경우 시동압력이 콘반각(α) 15도와 비교하여 크게 나타나는 것은 앞에서 언급한

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

것과 같이 시동구간에서 충격파가 콘의 경사구간에서 반사되면서 전압력 손실이 커진 결과이다. 이러한 해석 결과에 대한 마하수 분포를 Fig. 3-19부터 Fig. 3-22에 나타내었다. Fig. 3-19에서 시동압력비(P_{st}/P_a)=44의 마하수 분포를 보면 외부 벽면에서 반사되는 충격파가 콘의 경사면에 위치하는 것을 볼 수 있다. 이러한 현상은 콘반각이 작을수록 노즐 출구에 가까이 위치시킴으로서 전압력 손실을 줄여야하는 이유가 될 것이다. 또한 Table 3-4에서 나타난 형상에 따른 시동압력과 진공압력의 값에서 나타난 것과 같이 연소가스의 확산을 위한 직선부를 0.5 D_d 이상으로 설계하고 경사충격파가 콘의 경사면 이후에 형성된다면 디퓨져 직경의 변수 외에는 시동압력 및 진공압력에는 크게 영향을 미치지 않는 것을 의미 할 것이다.

Table 3-4 Vacuum and starting pressure ratio of various cone half-angle

Diffuser	P_c/P_a	P_{st}/P_a
α: 10 deg., H=0.5D_d	0.0165	44
α: 15 deg., H=0.5D_d	0.0142	39
α: 20 deg., H=0.5D_d	0.0145	43
α: 25 deg., H=0.5D_d	0.0142	44
α: 30 deg., H=0.5D_d	0.015	46

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

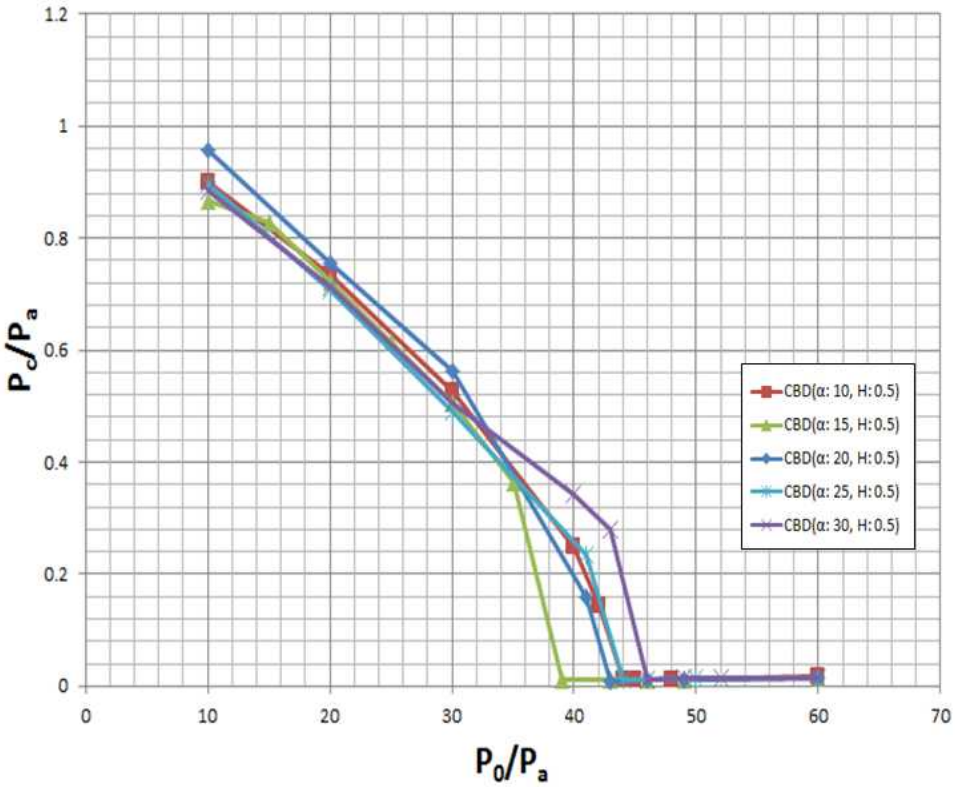


Fig. 3-18 Comparison of characteristic curve of CBD
(H=0.5D_d, α=10, 15, 20, 25, 30)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

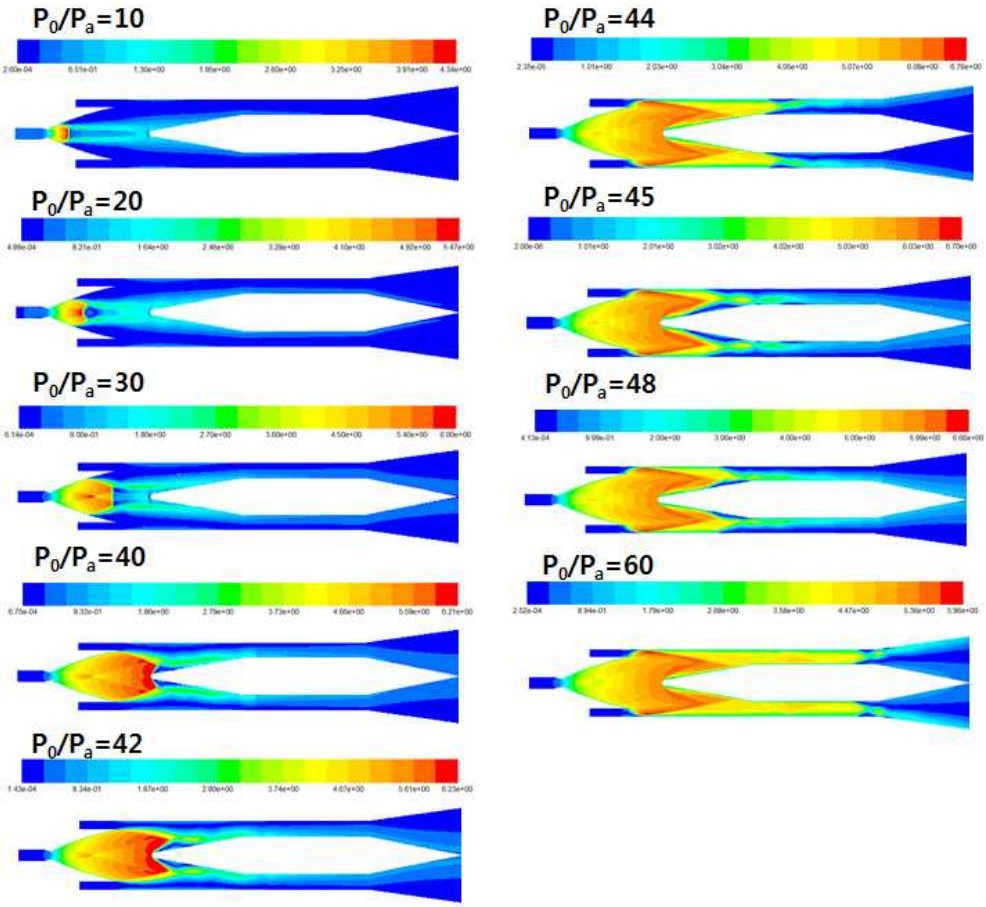


Fig. 3-19 Mach number contours for transient regime
(α=10, H=0.5D_d)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

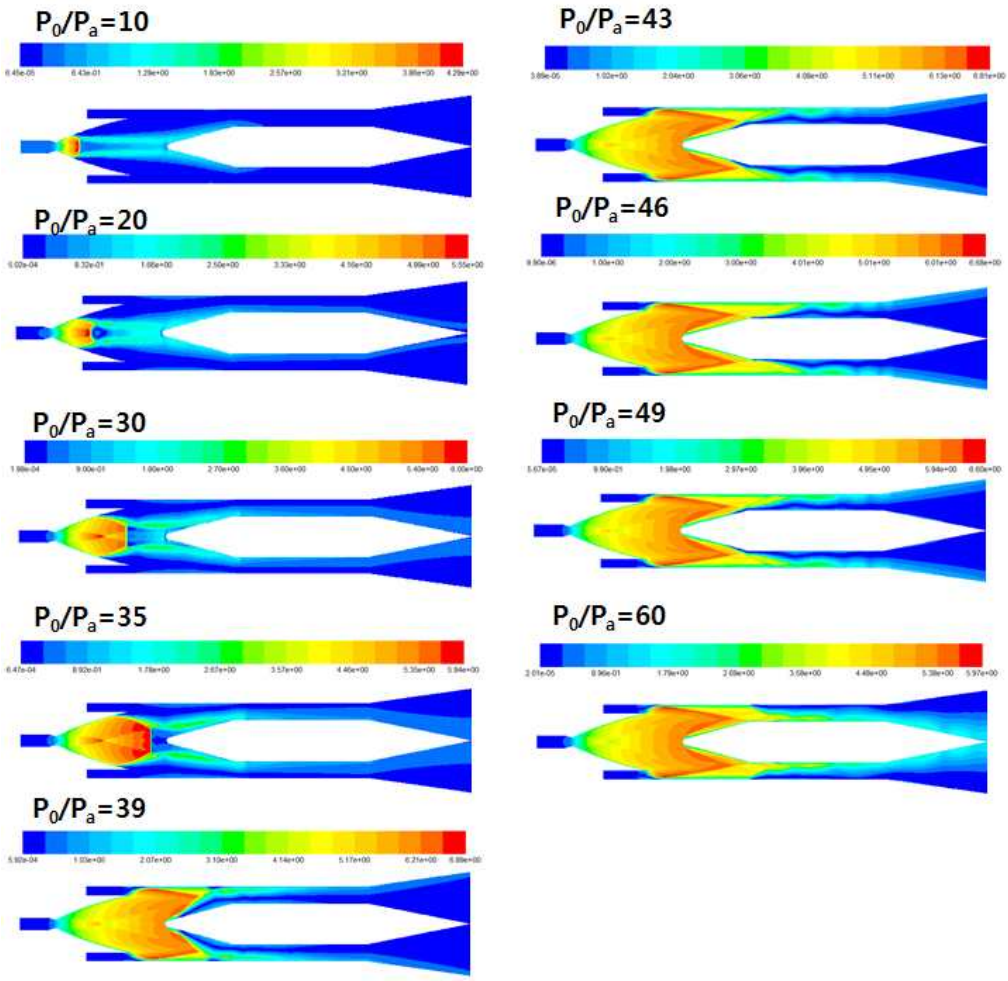


Fig. 3-20 Mach number contours for transient regime
(α=15, H=0.5D_d)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

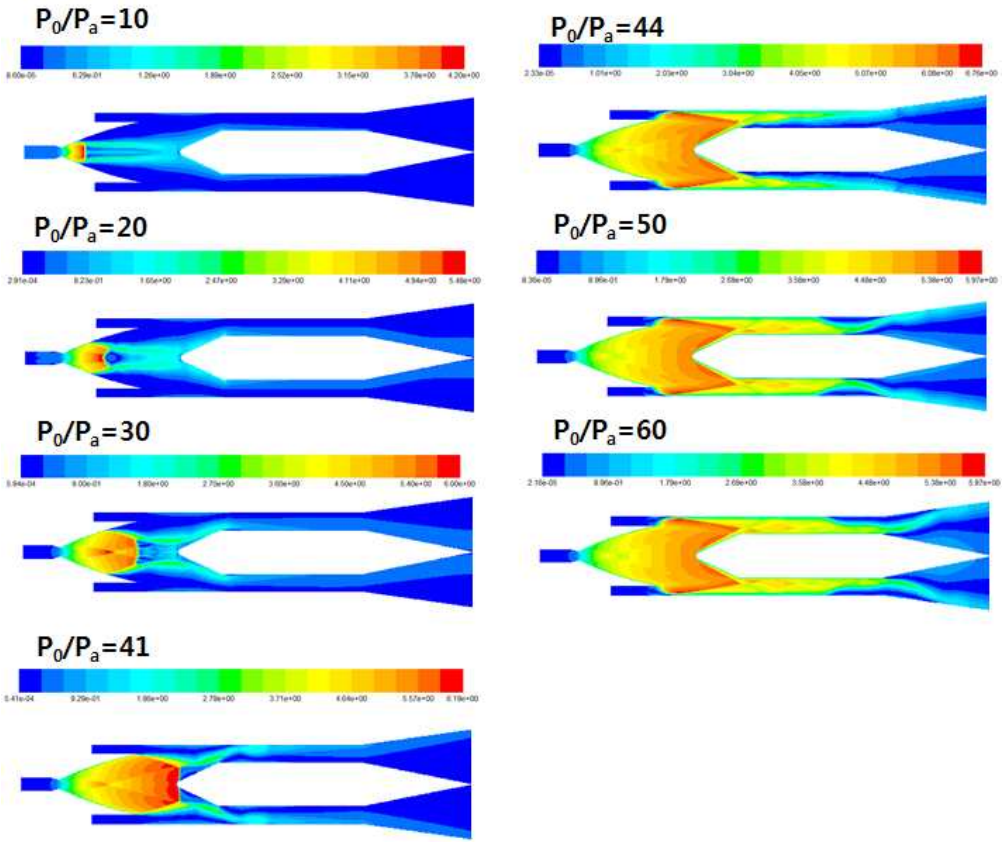


Fig. 3-21 Mach number contours for transient regime
(α=25, H=0.5D_d)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

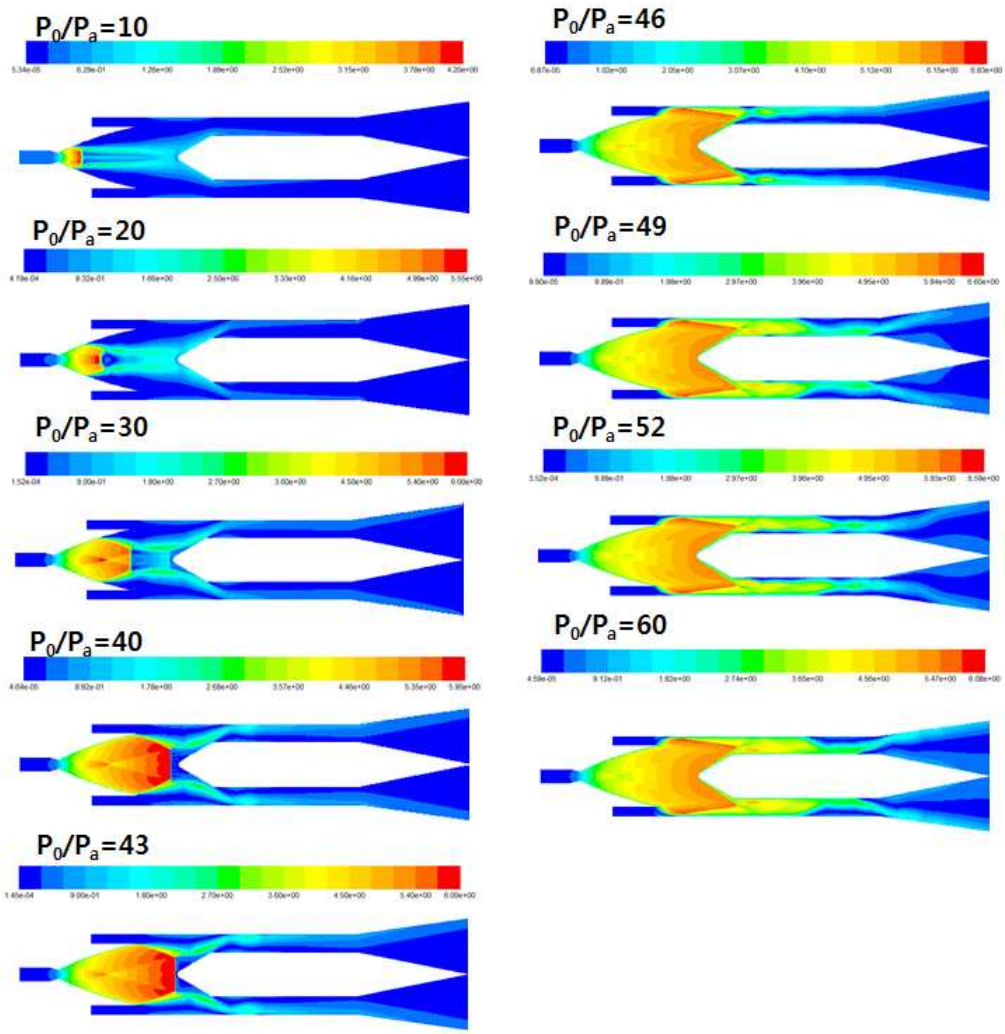


Fig. 3-22 Mach number contours for transient regime
(α=30, H=0.5D_d)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 4 장 역류제트

제 1 절 개요

센터바디 디퓨져의 성능 향상을 위한 역류제트 시스템을 적용하기 위해서 마하수 2.5의 유동장에서 풍동 시험을 수행하여 역류제트의 유동에 대한 특성을 파악하고 수치해석 결과와 비교 검토하였다. 또한 풍동시험 및 유동해석 결과를 바탕으로 온도 3400K과 마하수 5.3인 자유 유동장에서 역류제트의 특성을 수치적으로 검증하고 유동 특성을 파악하고 최종적으로는 앞장에서 설계 및 해석한 센터바디 디퓨져의 선두부에 역류제트 분사 시스템을 적용하였다.

제 2 절 역류제트 시험

1. 시험장치의 구성

역류제트 시험을 위하여 마하수 2.5의 유동 영역에서의 풍동시험을 수행하였다. Fig. 4-1은 풍동 시험 장치로 마하수 2.5의 고정형 노즐과 시험 모델 지지부로 구성되어있다. Fig. 4-2와 Fig. 4-3에 역류분사제트 시험을 위한 모델이 구성되어 있다. 유동 흐름방향의 반대 방향으로 제트를 분사하는 노즐이 장착되어 있으며 콘의 상부에는 압력을 측정하기위한 센서가 상하로 구성되어 있다. 시험데이터는 반복 시험을 통하여 콘의 상하부의 압력 홀 1,2에서 반복적으로 압력을 측정하여 평균값을 취하여 데이터를 측정하였다.

- 초음속 풍동의 실험 조건
  Mach number : 2.5
  Total temperature: 300K
  Stagnation pressure: 3 bar
  Test section : 120×80mm

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

- 역류제트 분사 시스템

Jet pressure(P_{jet}): 1~12 bar

Jet nozzle diameter: 0.6mm

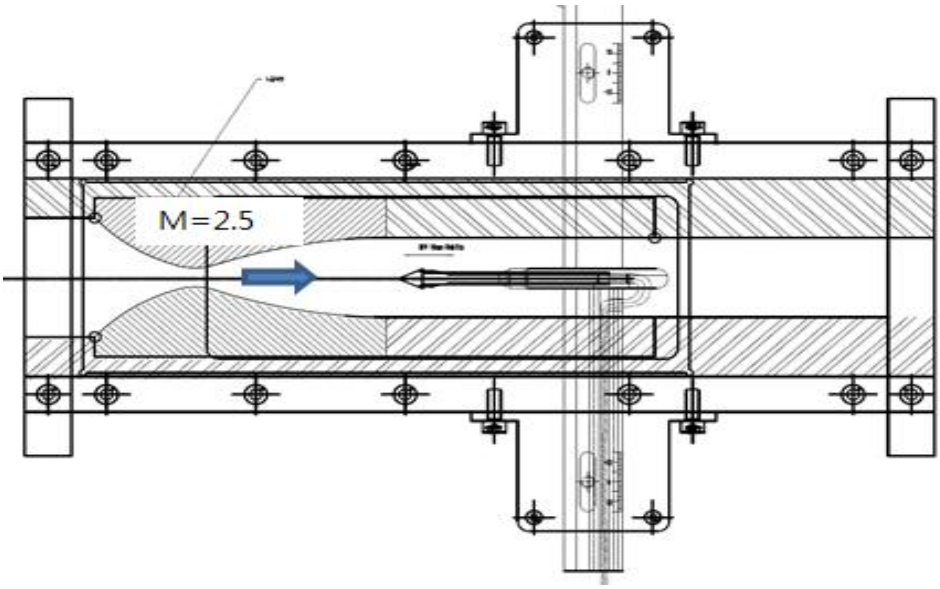


Fig. 4-1 Experimental setup for counter-flow jet

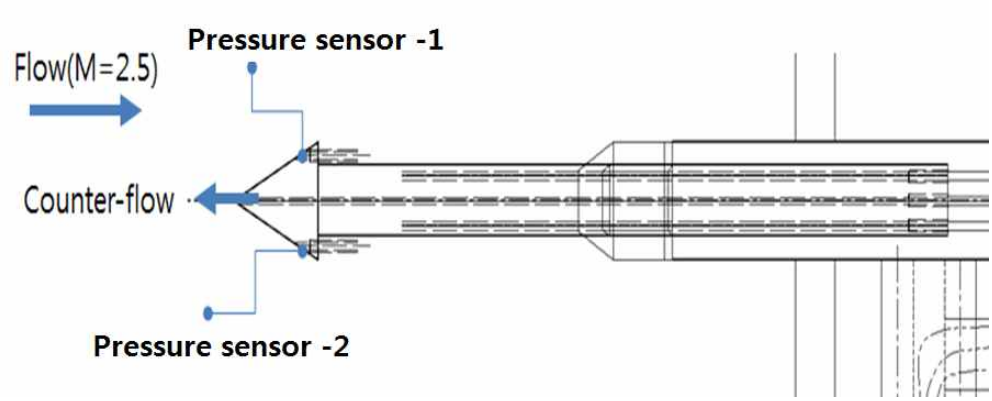


Fig. 4-2 Geometry of Counter-flow jet model

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

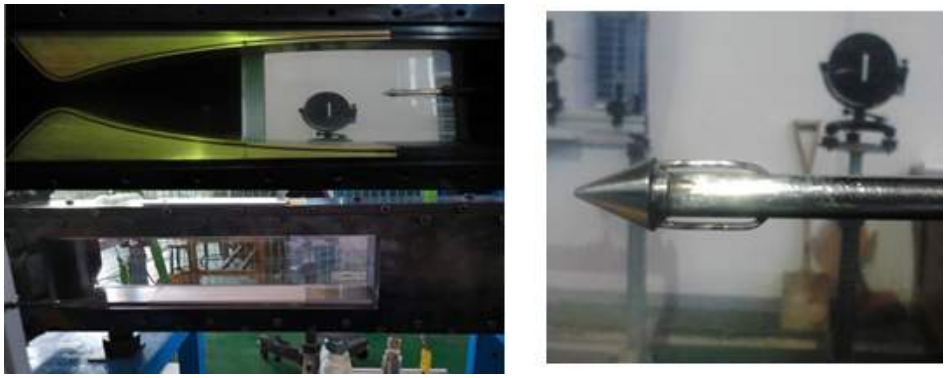


Fig. 4-3 Counter-flow jet model

2. 시험결과 및 유동해석

Fig. 4-4와 Fig. 4-5에 역류제트 분사 압력비 (P_{jet}/P_0) 1.47과 2.64에 대한 쉴리렌 사진과 유동해석결과를 비교하였다. 역류제트에 의한 충격파각도 변화 및 역류제트에 의한 마하 디스크의 영향성이 나타나 있다. Fig. 4-6은 역류제트 압력비 (P_{jet}/P_0)에 대해서 콘형상의 정압력 변화에 대한 결과이다. 역류제트 분사 압력이 증가 할수록 콘 표면의 정압력은 낮아지는 것을 볼 수 있다. 이러한 유동현상은 콘의 전방과 후방의 압력비를 낮춤으로서 항력을 감소시키는 역할을 한다.

Fig. 4-7은 시험 모델의 압력 센서의 데이터와 유동해석 결과를 비교한 한 것이다. 압력센서의 방향을 고려할 경우 최대 10%의 오차를 보이고는 있지만 경향성은 유사한 것으로 판단된다. 또한 시험모델의 압력 센서의 방향이 모델의 특성상 정압력을 측정하는 방향이 아닌 자유 유동방향으로 되어 있으며, 센서의 방향에 의한 전압력이 손실을 고려 할 경우 시험 결과와 유동해석결과는 잘 일치하는 것으로 판단된다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

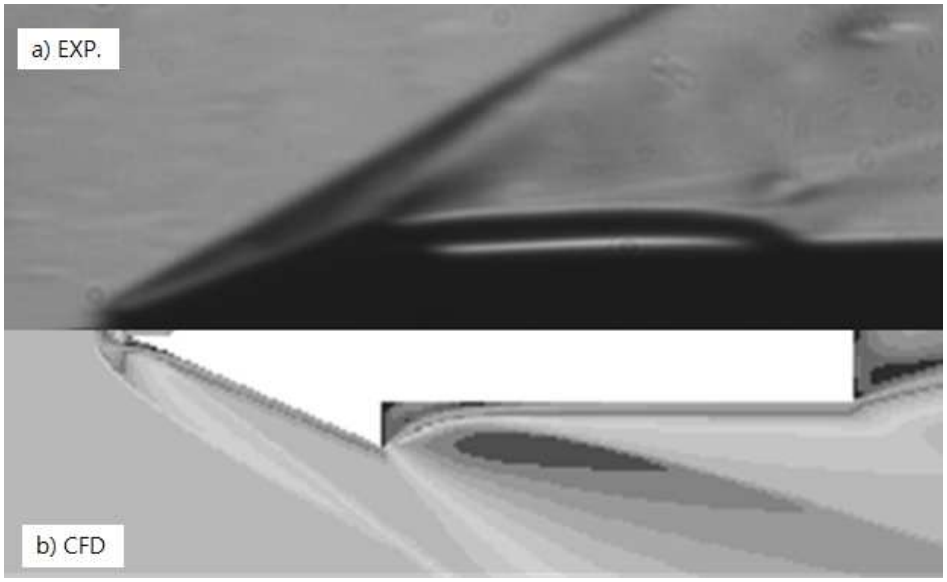


Fig. 4-4 Comparison of computational and experimental results for counter-flow jet (P_{jet}/P_0= 1.47)

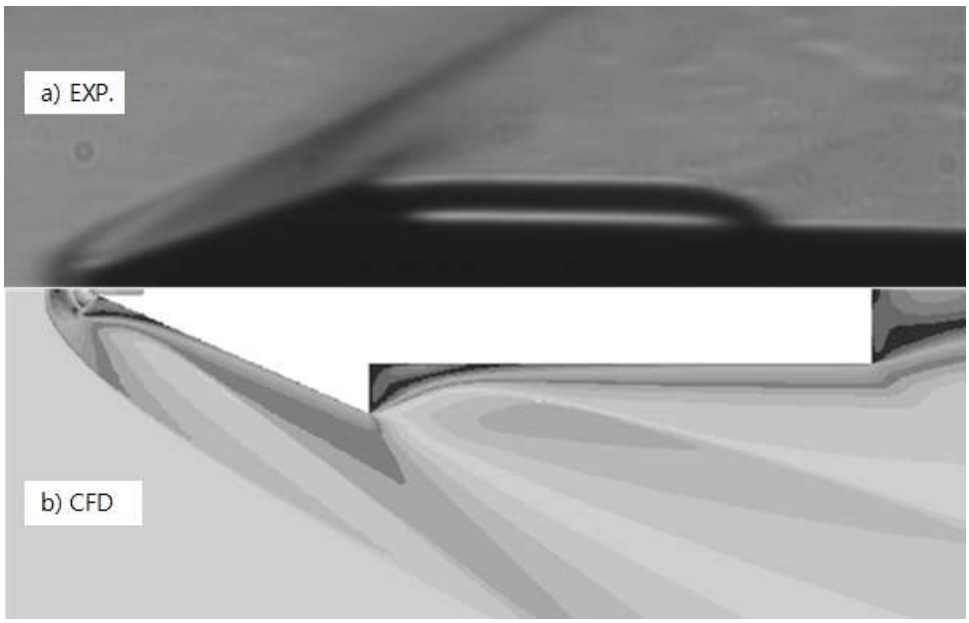


Fig. 4-5 Comparison of computational and experimental results for counter-flow jet (P_{jet}/P_0= 2.64)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

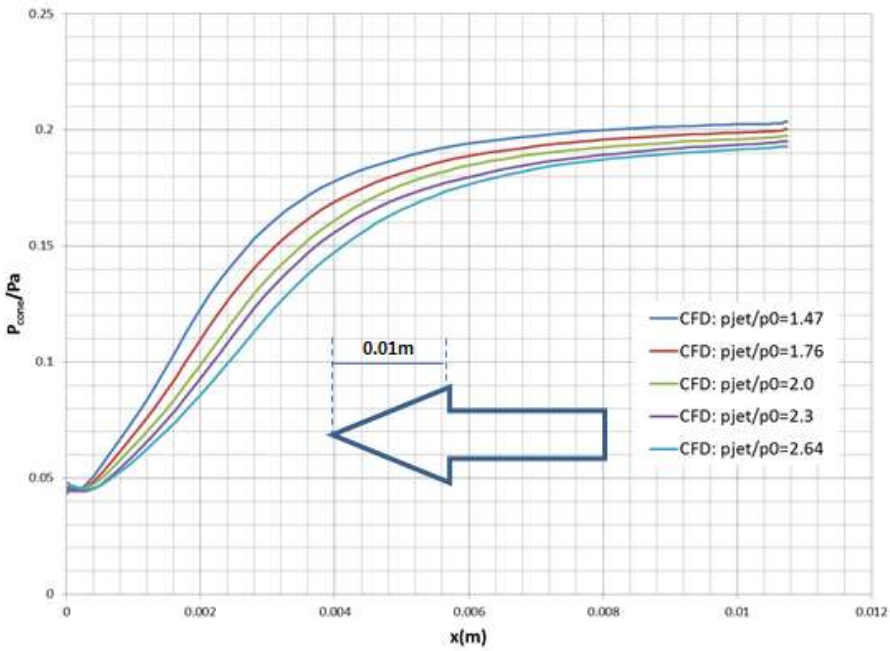


Fig. 4-6 Static pressure distribution for various P_{jet}/P_0

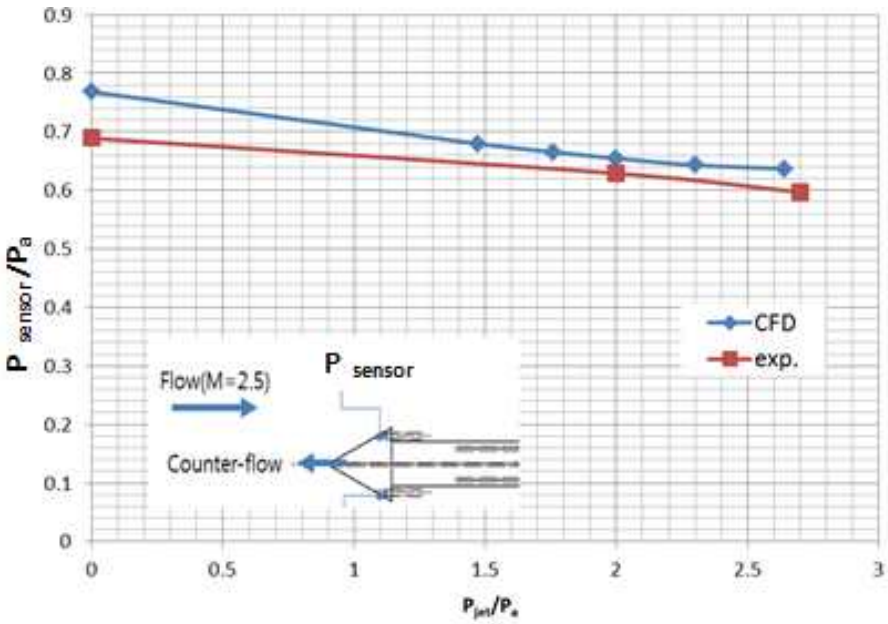


Fig. 4-7 Total pressure distribution for various P_{jet}/P_0

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Fig 4-8에서부터 Fig. 4-10까지 역류제트 압력비(P_{jet}/P_0)에 따른 유동의 변화가 나타나 있다. 역류제트분사 압력이 증가함에 따라서 마하 디스크의 크기가 증가되는 현상이 나타난다. 참고문헌[11]에서 제시한 것과 같이 역류제트 분사압력이 증가함에 따라서 LPM의 유동현상이 나타나지 않는 것은 콘의 형상과 관련이 있다. 제트분사 노즐 주변으로 블런트 형상의 일 경우 앞장에서 언급 한 것과 같이 블런트 주변으로 아음속의 영역이 발생하고 그에 따라서 역류제트와 유동장의 간섭 현상에 의해서 역류제트가 역방향으로 확장되는 유동 현상이 나타난다. 이러한 유동현상에 검증을 위해서 Fig. 4-11에 마하수 2.0과 2.5의 두 가지 유동 장에 대해서 뾰족한 형상과 블런트 형상에 대해서 역류제트 압력비 (P_{jet}/P_0)=3.3일 경우에 대한 마하수 분포를 나타내었다. 마하수 2.5일 경우 콘의 선두부 형상 다른 경우에도 SPM 모드의 유동 현상이 발생한다. 하지만 마하수 2.0일 경우 콘의 선두부 형상이 블런트 형상일 경우 역류제트는 LPM 모드의 유동 현상을 보여주고 있다. 따라서 콘의 형상 및 유동의 속도에 따라서 역류제트의 유동은 다른 패턴을 가지게 되는 것으로 보인다.

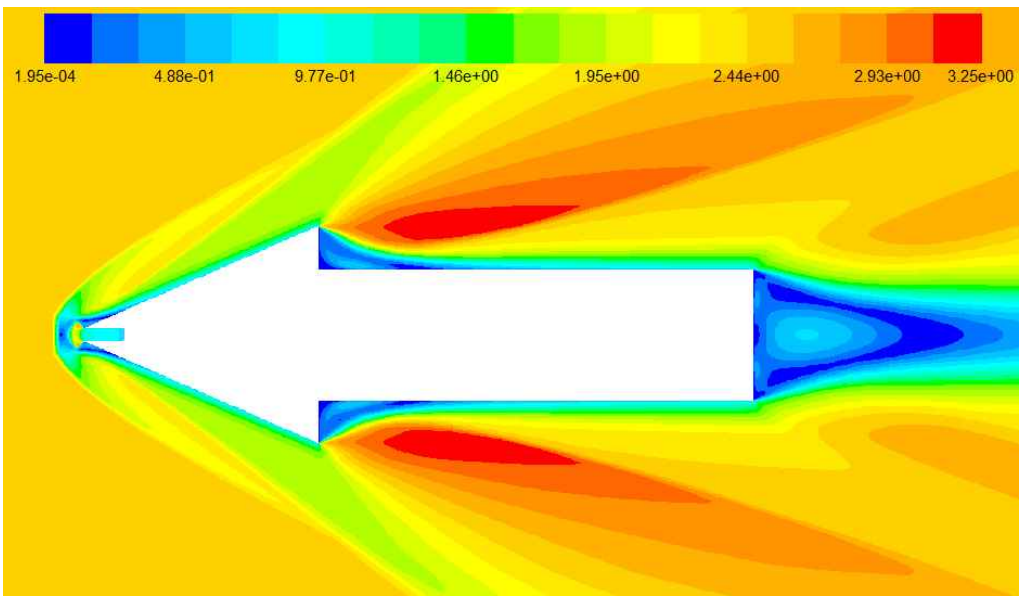


Fig. 4-8 Mach number contour for counter-flow jet (P_{jet}/P_0=1.47)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

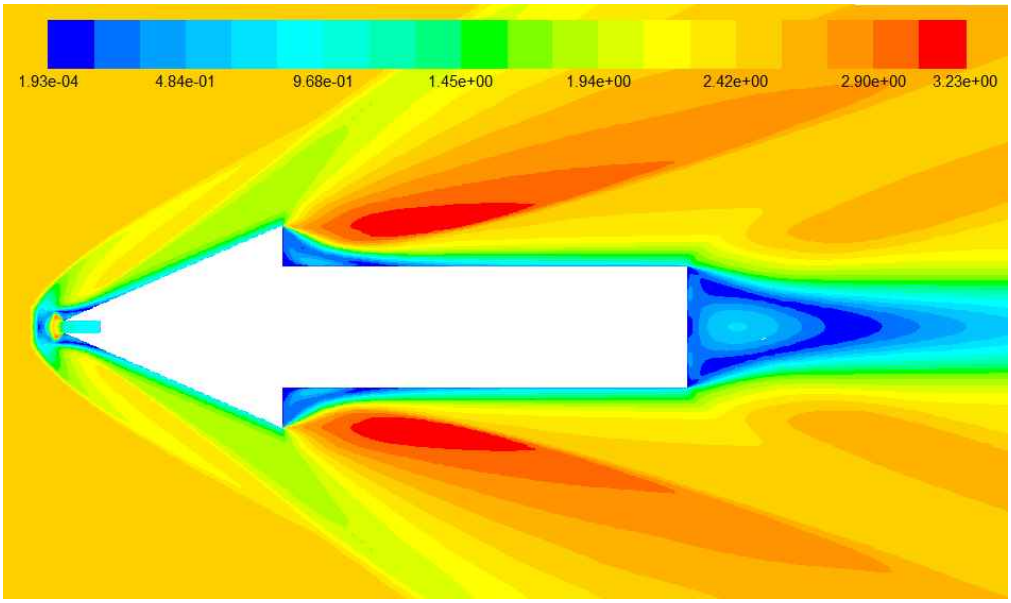


Fig. 4-9 Mach number contour for counter-flow jet (P_{jet}/P_0=1.76)

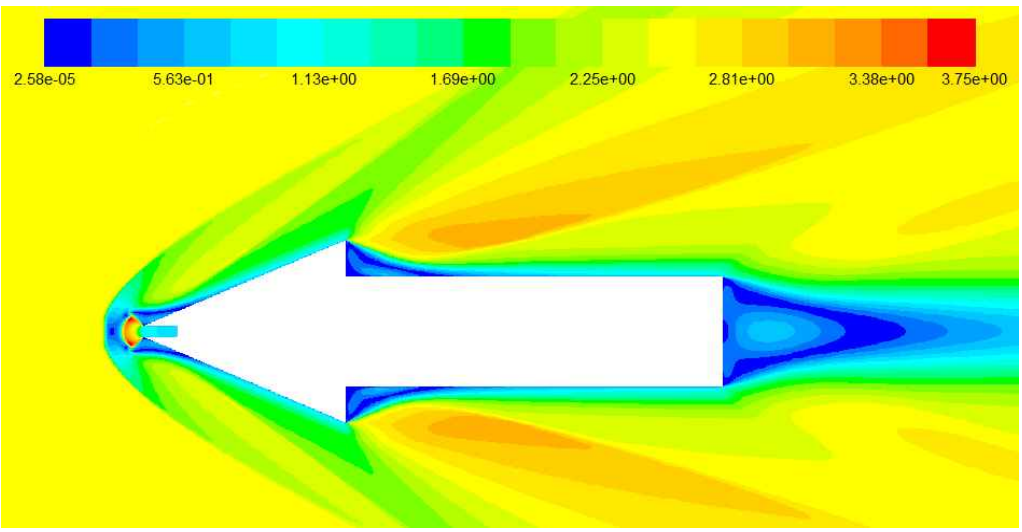
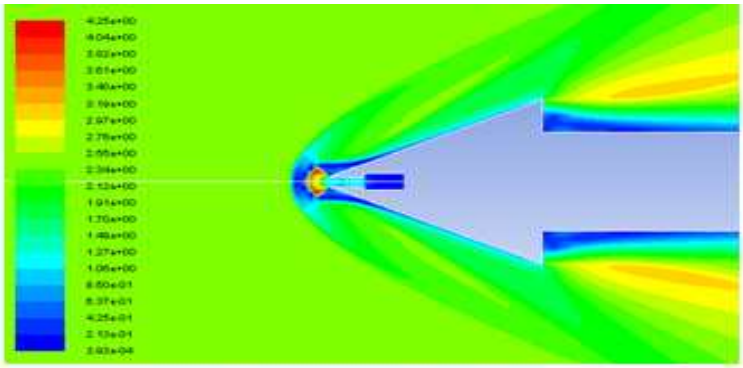


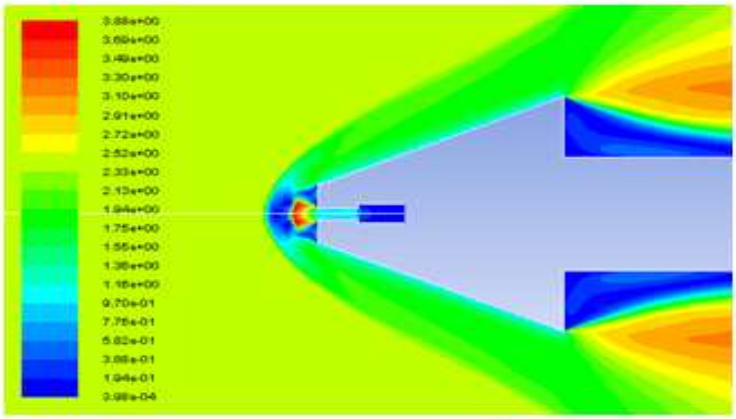
Fig. 4-10 Mach number contour for counter-flow jet (P_{jet}/P_0=2.64)

Collection @ chosun

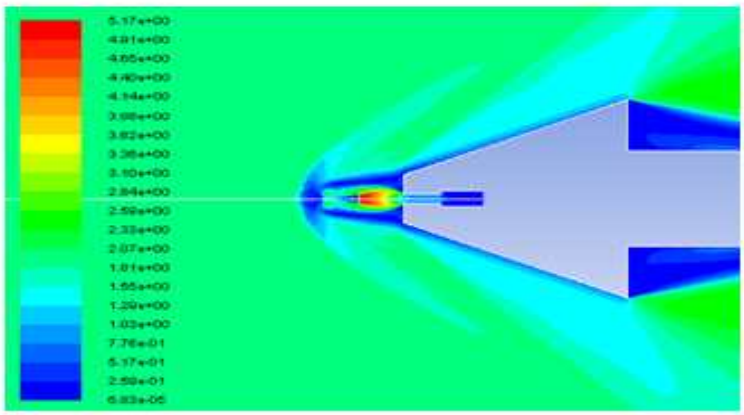
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



a) SPM(Short Penetration Mode), d2/d1=1, M=2.5



b) SPM(Short Penetration Mode), d2/d1=4, M=2.5



c) LPM(Long Penetration Mode), d2/d1=4, M=2.0

Fig. 4-11 Mach number contours for counter-flow jet (P_{jet}/P_0=3.3)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 절 역류제트를 이용한 열차폐 시스템

현재 사용되어지는 센터바디 디퓨져의 냉각 시스템은 센터바디내부에 채널 냉각시스템을 구성하여 콘선두부의 열차폐 시스템으로 사용한다[2]. 이러한 채널냉각시스템의 가장 큰 문제점은 센터바디의 형상 때문에 발생되는 콘선두부의 열충격이다. 이절에서는 이러한 열충격을 효율적으로 감소하기 위해서 역류제트를 센터바디의 콘 선두부에 적용하였다.

역류제트에 의한 열차폐 시스템의 개념을 구성하기위해 Fig. 4-12와 같이 마하수 5.3, 온도 3400K의 외부 유동장에서 센터바디 디퓨져의 선두부에 역류제트 노즐을 구성하여 유동 변화 및 온도 변화를 검증하였다. 제트분사 압력이 증가함에 따라서 콘 선두부의 마하 디스크는 크게 형성되는 것을 알 수 있다. 이러한 유동현상은 앞에서 언급했듯이 블런트의 직경과 마하수에 의한 것이다. Fig. 4-12에서 보이는 SPM형태의 유동의 경우 역류제트유동이 콘의 표면을 따라서 흐르게 되어 막냉각 효과에 더 적합할 것이다.

Fig. 4-13에 역류제트 분사압력에 따른 콘의 온도변화를 나타내었다. 제트분사 압력비(P_{jet}/P_0)가 0.5이하에서는 냉각 효과가 미미하지만 P_{jet}/P_0=1.0 이상에서는 1000K 이상의 냉각효과를 가져온다. P_{jet}/P_0=1.5~3.0에서는 압력비의 증가와 비교하여 냉각 효과가 미미한 것으로 나타났다. Fig. 4-14에 역류제트가 없는 경우의 콘 선두부의 전압력 분포를 나타내었다. 유동장의 전압력인 P_0 보다 작은 역류분사 압력으로도 냉각효과를 나타는 것은 그림에서 나타난 것과 같이 저압의 영역이 콘의 선두부에 생성됨으로 가능한 것이다. 이러한 블런트 형상의 유동은 앞장에서 설명한 블런트의 유동현상과도 일치하는 결과이다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

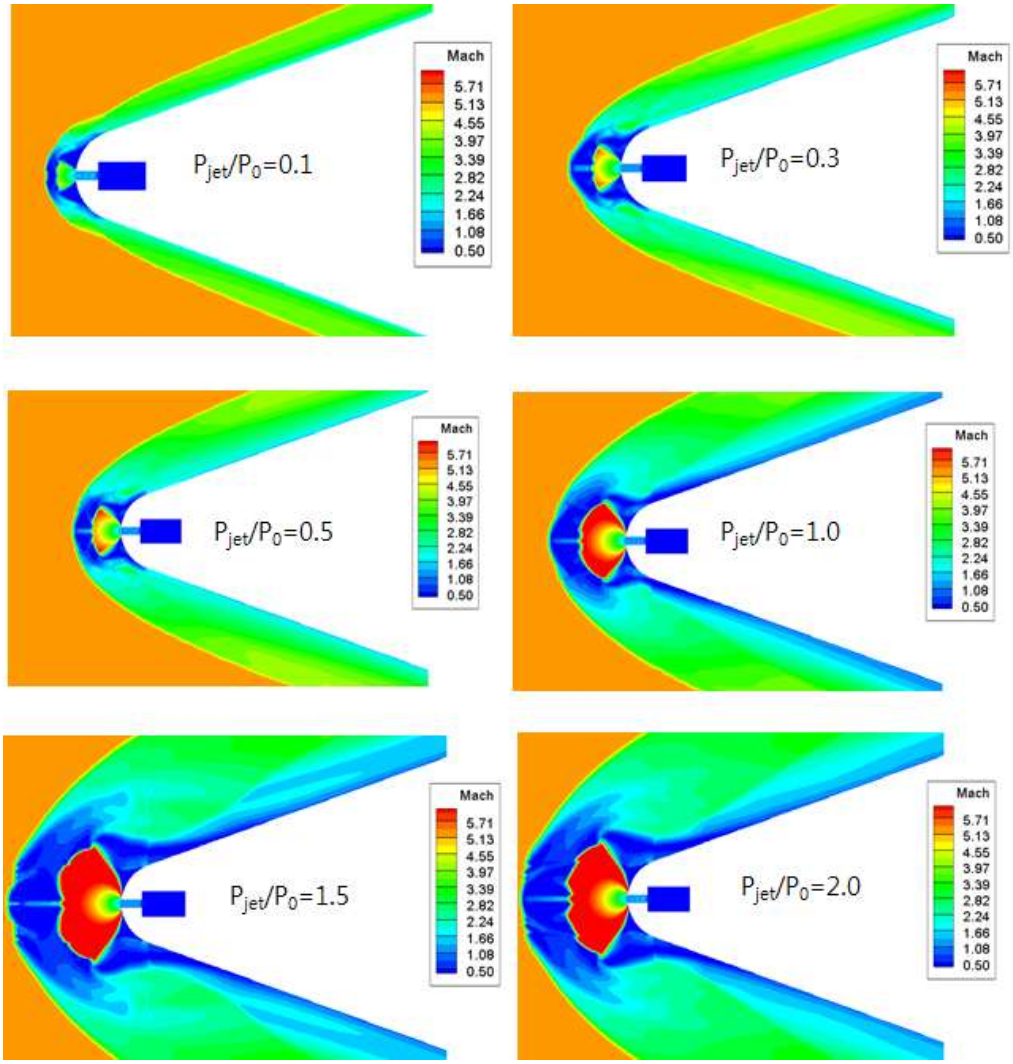


Fig. 4-12 Mach number contours for counter-flow jet
(M=5.3, T_0=3400K)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

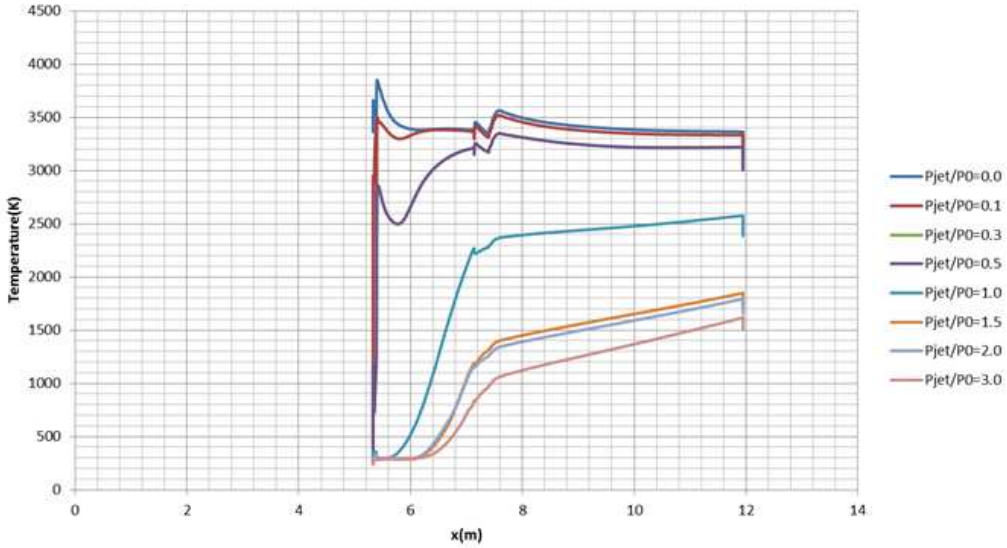


Fig. 4-13 Static temperatures distribution for various P_{jet}/P_0 (M=5.3, T_0=3400K)

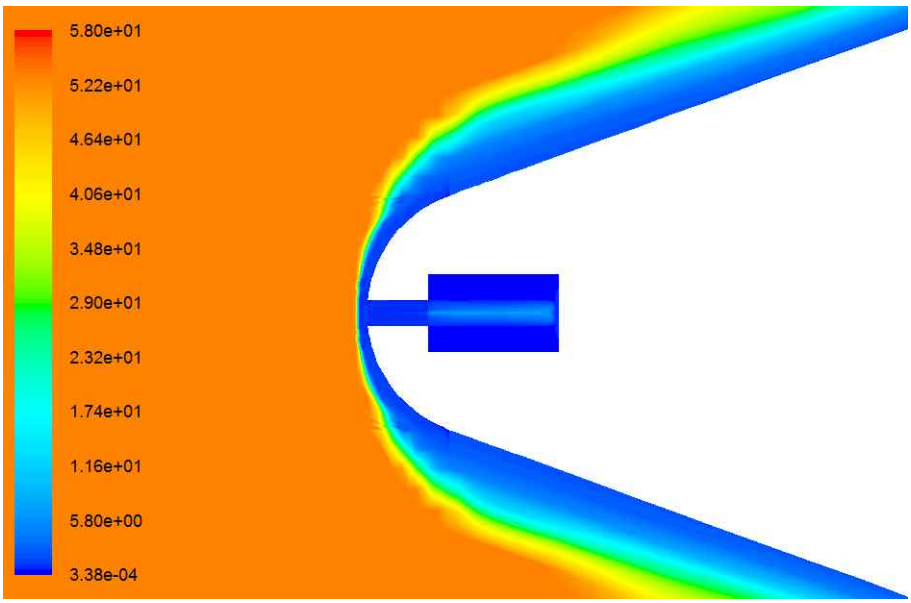


Fig. 4-14 Total pressure contours of center-body-tip (m=5.3, T_0=3400K)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

센터바디의 콘선두부에 역류제트를 분사하는 시스템의 개략도가 Fig. 4-15에 나타나 있다. 외부 유동장에서 역류제트를 분사하는 개념과 유사한 개념으로 외부 유동장에서 해석결과를 바탕으로 역류제트 분사압력비(P_{jet}/P_0) 0.5~3.0까지 해석을 수행하였다. 역류제트 분사노즐 직경은 $0.006D_d$로 앞 절에서 수행한 유동해석 결과 및 질소 시스템에서 사용하는 배관의 직경을 참고하여 구성하였다.

Fig. 4-16에 역류제트를 분사압력에 따른 마하수 분포가 나타나 있다. 분사 압력에 따라서 마하수의 분포 및 수직 충격파 위치가 크게 변하지 않는 것을 볼 수 있다. 이러한 현상은 역류제트 직경이 매우 작기 때문에 콘 선두부의 유동을 크게 변화 시키지 않는다. 또한 앞장에서 언급한 것과 같이 블런트 형상은 진공압력에 미치는 영향이 적다. Table 4-1의 역류제트 분사압력에 따른 진공도의 변화가 나타나 있다. 역류제트 분사에 의해서 블런트의 형상이 변형되는 효과를 나타내지만 진공압력의 변화량은 대략 11%정도로 나타났다.

Table 4-1 Vacuum and starting pressure ratio of various counter-flow jet

Counter-flow jet	P_c/P_a
P_{jet}/P_0=0.0	0.0145
P_{jet}/P_0=0.5	0.0161
P_{jet}/P_0=1.0	0.0162

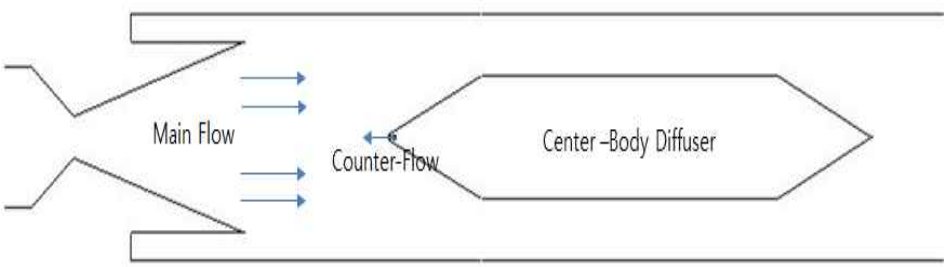


Fig. 4-15 Concept design of counterflow jet

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

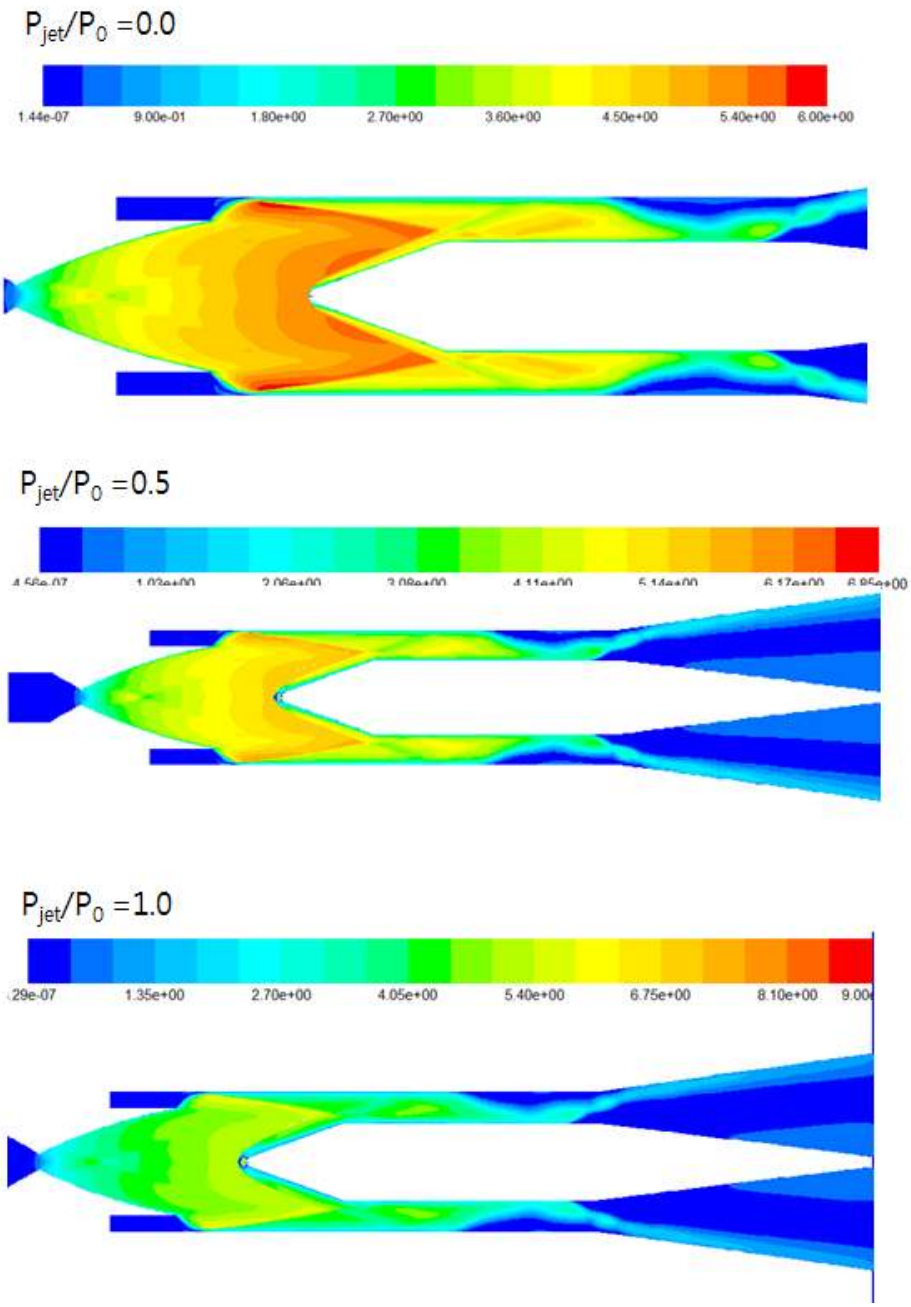


Fig. 4-16 Mach number contours for counter-flow jet of CBD

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Fig. 4-17에 콘 선두부의 온도변화량을 나타내었다. 역류제트가 없는 경우 일반적으로 알려져 있는 것과 같이 콘 선두부에서 최대 온도를 나타내지만 역류제트를 분사하는 경우 콘 선두부에서 온도가 감소되는 것을 확인 할 수 있다.

센터바디 디퓨져의 냉각 시스템의 개선을 위해 플라즈마와 재돌입 비행체에서 연구되고 있는 역류제트를 활용한 열차폐 시스템의 개념을 제시하였고 수치해석을 통해 역류제트를 분사함으로서 콘 선두부에서 열충격을 제거하는 효과를 검증하였다. 역류제트에 의한 유동의 정확한 특성 파악을 위해 향후 역류제트의 압력비 및 유체의 종류에 따른 모멘텀의 변화량 및 비정상 유동에 대한 추가적인 연구가 필요할 것이다. 또한 역류제트를 분사함으로써 센터바디 디퓨져의 진공압력 변화량에 대한 실험적 연구가 필요할 것으로 판단된다.

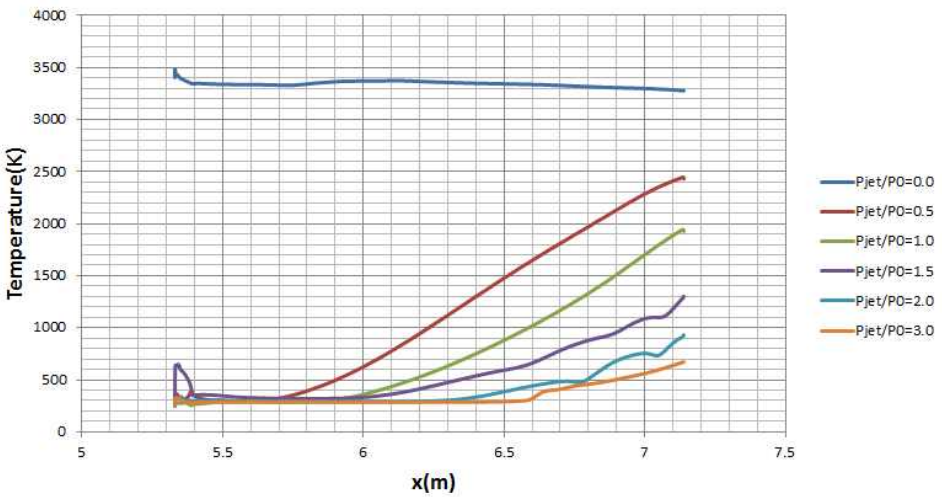


Fig. 4-17 Temperature profiles of center-body (P_{jet}/P_0=0.0~3.0)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 5 장 결론

본 연구에서는 고공모사설비에서 센터바디 디퓨져를 활용하기 위해 필수적인 열차폐 시스템의 새로운 개념인 역류제트 분사시스템을 제시하였다.

고온의 연소가스에 직접 노출되는 센터바디의 선두부에 역류제트를 분사하는 개념을 도입하기 위해 센터바디 형상변화에 대한 특성분석과 2차목 디퓨져 및 단순 튜브형 디퓨져의 형상 변화에 따른 성능특성을 분석하고 센터바디 디퓨져에 대응되는 설계변수를 정의하였다.

센터바디 디퓨져의 콘반각 및 위치변화에 따른 시동특성에 대한 변화를 수치해석을 통하여 검증하였으며, 시동특성의 변화는 디퓨져 내부의 경사충격파의 반사 횟수 및 강도에 따라서 변화하는 것을 수치해석을 통하여 나타내었다. 해석결과 및 분석결과에서 나타난 것과 같이 센터바디 디퓨져는 콘반각 및 위치에 따라서 시동특성에 영향을 미치는 것을 확인하였다. 디퓨져 내부에서 발생되는 경사 충격파 각도 및 전압력 손실에 따라 진공압력이 변화하는 것을 수치해석을 통해 제시하였다. 이러한 특성은 노즐 및 디퓨져의 확장비에 따라 센터바디의 특정 위치에서 충격파의 간섭현상이 발생하여 전압력 손실이 나타나므로 설계에서 이러한 영역을 회피하여 설계에 반영해야 함을 검증하였다.

센터바디의 냉각 시스템의 개선을 위해 재돌입 비행체에서 연구되고 있는 역류제트를 활용하여 열차폐 시스템의 개념을 제시하였고 수치해석을 통해 역류제트의 분사가 센터바디의 콘 선두부에서 열충격을 제거하는 효과를 가져옴을 검증하였다. 또한 역류제트는 콘의 형상 및 속도에 따라서 SPM과 LPM형태의 유동현상이 나타나며, 이러한 유동현상은 속도, 블런트형상, 역류제트분사 압력에 따라서 유동형태가 변화함을 확인하였다. 열차폐 효과에 대해서 자유 유동장에서의 해석 및 디퓨져 내부에서의 유동해석을 통하여 역류제트의 분사압력비가 1이상일 경우 열차폐가 효과적임을 확인 하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

향후 본연구의 결과를 더욱 발전시키기 위해서는 역류제트 분사 시스템의 천이과정 및 역류제트의 분사압력에 따라서 나타나는 비정상 유동에 대한 연구가 수행되어야 한다. 또한 디퓨져가 작동하는 천이구간에서 역류제트 분사에 대한 연구도 필요할 것으로 판단된다. 실제 설비에 적용을 위해서는 디퓨져가 작동하는 천이구간에서 역류제트 분사압력에 관한 연구 및 고공모사 설비에 역류제트 분사시스템을 도입하기위해 질소를 활용한 축소모델 시험 및 축소형 연소시험이 추가적으로 연구되어야 하겠다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

부록: 초음속 풍동 개발

1. 개요

우주발사체 기술은 과학기술 선진국 중에서도 일부 국가만이 보유한 기술로 그 중요성과 상징성이 매우 크다고 할 수 있다. 따라서 우리나라는 우주발사체 기술의 중요성을 인식하여 1980년대 이후 지속적으로 우주발사체 개발 사업을 추진하고 있으며, 우주개발기술 10위권 진입이라는 국가 중장기 개발 목표를 가지고 있다. 이러한 항공우주산업의 중요한 요소의 하나는 기반 설계기술의 확보 및 기반시설에 대한 확보가 항공우주산업의 발전 속도와 국가의 독자적 기술발전의 관건이다. 이러한 기술기반 연구 시설 중 우주항공산업에 있어서 최근의 군사적 목적이나 민간항공산업에 있어서 풍동설비는 필수적인 것으로 인식되고 있다. 우리나라의 경우 초음속 전투기인 T-50이나 KSLV-II 발사체 등의 개발에 있어서 초음속풍동 실험의 경우 국내의 기반시설이 확보되지 못하여 외국의 초음속풍동시설을 이용한 연구를 진행한 바 있다. 이는 국내 우주항공기술의 개발 능력에 있어서 개발속도 및 독자적 기술 확보에 커다란 장애가 되고 있다. 따라서 초음속영역뿐만 아니라 전속도 영역에서의 비행체의 풍동설비의 확보는 필수적이라 하겠다.

국외의 경우 NASA를 비롯하여 크고 작은 국책사업을 추진하는 연구소의 경우 연구용 초음속풍동설비를 갖추고 있다. 국내의 풍동 설비로는 국방과학연구소의 삼중음속풍동과 각 대학에서 소형의 초음속풍동 장비를 설치하여 운용하고 있으며, 산업적인 측면에서 개발 목적으로 이용되어 질 수 있는 초음속풍동은 국방과학연구소의 삼중음속풍동이 유일하다. 각 대학에서 초음속풍동 설비를 갖추고 있지만 대부분의 경우 교육용 풍동이나 특정 연구목적 외에는 사용할 수 없는 실정에 있다. 또한 대부분의 초음속풍동의 제작 및 기술은 국외의 것을 수입하여 사용하고 있으며 국내의 풍동 제작업체는 거의 전무한 상태이다.

초음속풍동의 경우 고압의 압축공기를 탱크에 저장하는 방식으로 압축시간이 매우 긴 것에 비교하여 그 사용시간이 수초에 지나지 않는다. 압축된 공기를 얼

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

마나 효율적으로 사용 하는가에 따라서 풍동설비의 규모와 설비비용에 영향을 미치게 된다. 이러한 풍동의 사용에 있어서 풍동의 효율성을 증대시키는 방법으로 제어시스템의 설계가 크게 좌우된다. 또한 국외의 경우 초음속풍동에서 시스템의 효율적 운용을 위해 통합 프로그램을 사용하여 제어하고 있다.

1) 국내현황

국내의 초음속풍동은 1962년 서울대학교의 초음속풍동을 시작으로 국방과학연구소의 삼중음속풍동이 설치되어 있으며, 1990년대부터 공군사관학교, 인하대학교, 조선대학교, 부산대학교 등의 많은 대학에서 초음속풍동을 설치하고 운용하고 있다. 각 대학에서 운용하는 풍동의 경우 국외업체에서 제작한 풍동을 도입하였거나 국내업체에서 국외업체의 풍동을 벤치마킹하여 제작한 풍동을 설치하여 운용하고 있다. 하지만 국내에서 소형의 연구용 목적 외에 비행체개발에 사용할 수 있는 풍동으로는 국방과학연구소의 삼중음속풍동이 유일하다. 각 대학에서 설치하여 운용하고 있는 풍동의 경우는 시험부의 크기가 120mmx120mm이하이며 시험부의 유질의 정확성 또한 떨어진다. 초음속풍동의 제어 시스템도 전부한 상태이다.

국내업체의 풍동제작 기술은 설계부분에서는 기술이 전무한 상태이며 국외 업체에서 제작한 풍동을 도입하거나 벤치마킹한 형태로 제작하는 실정이다. 또한 풍동의 각 부품은 대부분 산업용 부품을 사용하여 고압의 공기를 제어하는데 부적합하며 운용 효율성이 크게 저하되는 실태이다. 풍동을 자동제어 할 수 있는 시스템은 국내에는 개발이 이루어지지 않는 상태이다. 풍동제작에 있어서 가장 중요한 기술의 하나인 시험부의 유질의 정확성을 결정하는 노즐설계기술의 경우도 국외의 대부분의 풍동제작업체에서 설계기술의 유출을 제한하고 있다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

2) 국외 현황

국외의 초음속풍동제작기술은 그 양적이나 질적인 면에서 국내와 비교할 수 없이 크게 발전해 있으며 현재도 많은 투자가 이루어지고 있다. 대부분 120mmx120mm의 시험부를 가지는 작은 풍동에서 시작하여 4mx4m의 시험부를 가지는 대형 풍동에 이르기까지 많은 설비들을 운용하고 있다. 또한 제어시스템의 성능향상을 통한 풍동의 활용성을 극대화하기 위해 많은 연구가 이루어지고 있다. 현대의 비행체 개발의 대부분이 고속의 속도영역과 고고도에서의 비행체의 특성을 중요시하며 발전함에 따라서 풍동의 요구조건도 날로 증가하는 추세이다. 대부분의 초음속풍동의 경우 마하수 1.5에서 3.0까지의 풍동이 대부분이지만 다양한 기술을 사용하여 극음속영역까지 속도영역을 확대하여 풍동을 제작하고 있다. 또한 초기의 풍동과 비교하여 압력을 제어하는 기술은 풍동의 효율성에 많은 부분을 차지하므로 산업용밸브를 특수하게 개조하는 형태로 발전하고 있다.

미국의 NASA의 경우 각 대학의 연구센터를 통한 여러 가지 다양한 풍동을 사용하여 비행체 개발에 활용하고 있으며 대형 풍동에서 소형풍동까지 여러 가지 풍동을 보유하고 있다. 풍동제작업체로는 캐나다 Aiolos Engineering, 미국 Aero System Engineering, 일본 Mistubishi Heavy Industries, 미국 Sverdrup Technology의 업체들이 풍동 설비를 제작하고 있으며 통합 제어시스템 기술과 풍동의 설계기술을 확보하고 있다.

2. 개발목표

본 연구에서는 조선대학교에 설치되어 있는 120mmx80mm의 초음속풍동을 이용하여 향후 항공우주산업발전과 더불어 대형 초음속풍동에 사용되어지는 통합 제어 시스템을 개발하려는 목적이 있다. 또한 현재 사용되어지는 산업용 제어밸브의 제어장비를 특수하게 개발하는 형태로 풍동의 제어효율성을 향상시키고자 한다.

초음속풍동의 주요 부품의 구성으로는 압축기와 저장탱크, 제어용밸브, 정체실, 노즐, 시험부, 확산부등으로 구성되어있다. 그중 압력밸브의 경우 고압의 탱

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

크에서 나오는 압력을 제어함으로서 정체실의 압력을 일정하게 하는 기능을 한다. 하지만 현재 국내에서 일반산업체에서 사용하고 있는 제어용 밸브의 경우 그 응답특성이 빠르지 못해 최소의 일정압력을 유지하는데 어려움이 있다. 따라서 일반 제어용 밸브와 유압실린더 및 유압서보밸브를 이용하여 제어장치를 개발하는데 목적이 있다. 밸브제어와 더불어 제어용 프로그램을 연계 개발하여 풍동의 전체 시스템을 제어하는 통합제어프로그램을 개발하려한다.

3. 연구 내용

초음속풍동의 저장탱크에 공기를 압축하는 과정에서부터 정체실에 압력공급과정과 시험부를 통해 확산부에 이르는 풍동의 운용 전 과정을 통합 제어하는 시스템을 개발하고 압력밸브의 제어장치를 개발한다. 통합제어시스템을 자동화함으로서 풍동의 효율성을 증대시키고 압력밸브의 제어 장치를 개발하여 성능을 향상시킨다.

초음속 풍동의 제어 프로그램

- 입출력방법 선택 및 제어 알고리즘 구성
- GUI 구성
- 압축기의 작동모듈 프로그래밍
- 압축탱크와 정체실의 압력제어 프로그래밍
- 압력밸브의 제어 모듈 프로그래밍
- 과압 제어 시스템 프로그래밍

압력밸브의 제어장치 개발

- 압력밸브의 종류선정
- 밸브의 특성 및 제어방법 선정
- 제어장치 설계 및 제작
- 제어장치의 검증 및 보정

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

1) 초음속 풍동의 구성

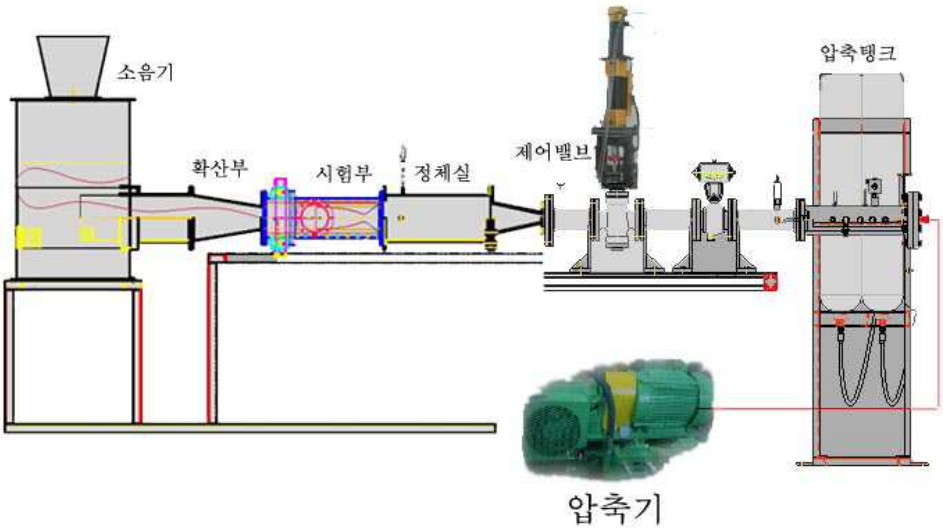


Fig. 1 초음속 풍동의 개략도

비행체가 초음속으로 비행할 때 직면하는 조건과 유사한 상태의 유체흐름을 만들어서 실험모델의 주위로 불어주는 풍동 장치에 있어서 고압의 유체가 저장된 유체저장탱크로부터 나온 유체의 흐름을 개폐하는 게이트밸브를 통과한 유체의 유량을 조절하여 일정압력으로 내보내주는 압력조절밸브 후단에 형성되어 파이프로부터 나온 고속의 유체흐름을 팽창시켜 유속을 줄여주는 광각확산부의 후단에 형성되어 유동 중에 발생한 불균일한 유동분포를 균일 분포의 정상 유동으로 정류하는 정체실에서 유체가 정체되며 시험부에 실험모델이 장착되며 정체실로부터 들어오는 유체의 흐름을 증가시키거나 감소시켜 마하수를 조정함과 아울러 일정한 유체의 흐름이 통과되며 유동가시화 실험 및 압력감도와 미립자속도와 같은 실험을 수행하고 측정하는 노즐-시험부 및 상기 노즐-시험부의 후단에 설치되어 유체흐름을 팽창시켜 유속을 아음속으로 감소시키는 확산부등을 유체가 통과한다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

2) 제어밸브 개발

초음속 풍동의 챔버 내부의 압력을 유압실린더를 이용하여 자동으로 제어하기 위한 시스템이다.

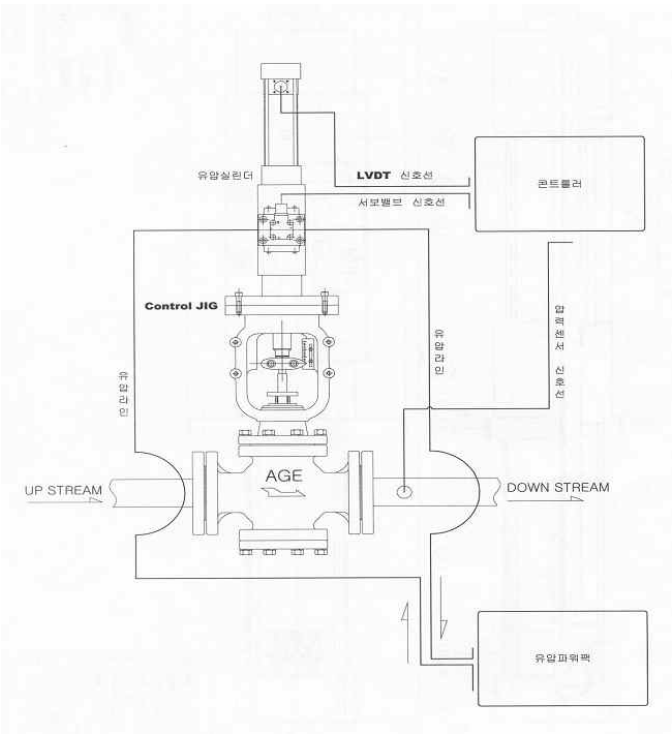


Fig. 2 System Layout

- 유압서보 실린더

①Actuator

ⓐ길이: 100mm

ⓑ하중: 1000kgf

ⓒ응답성:20hz(1mm)

②LVDT(위치센서)

ⓐ측정범위:100mm

ⓑ제조사:Transtek

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

ⓒ모델명:0217-0000

ⓓSerial NO: 10838

③ 서보밸브

ⓐ 제 어 유량 : 63L/min @ 제조사 :MOOG

ⓑ모 델 명 : G761-3005 @ Serial NO : 10838

- 유압파워 팩

①전동모터

ⓐ 형 식 : AC380V, 3 상 , 2HP

ⓑ 제 조 사 : ICM(Europe)

ⓒ모 델 명 : T-M-9OL

ⓓ Serial NO : 1lOOR9981

② 피스톤펌프

ⓐ 펌프 유량 : 7.9cirev

ⓑ 제 조 사 : Italy Oil System

ⓒ 모델명 :CODENO.20

ⓓ Serial NO : 내장형

③ 유압탱크

ⓐ 용 량 : 5miter

ⓑ 제 조 사 : (주)JKS

ⓒ 크 기 : 400(W)x500(D)x300(H)mm

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

- Control JIG(연 결 판)

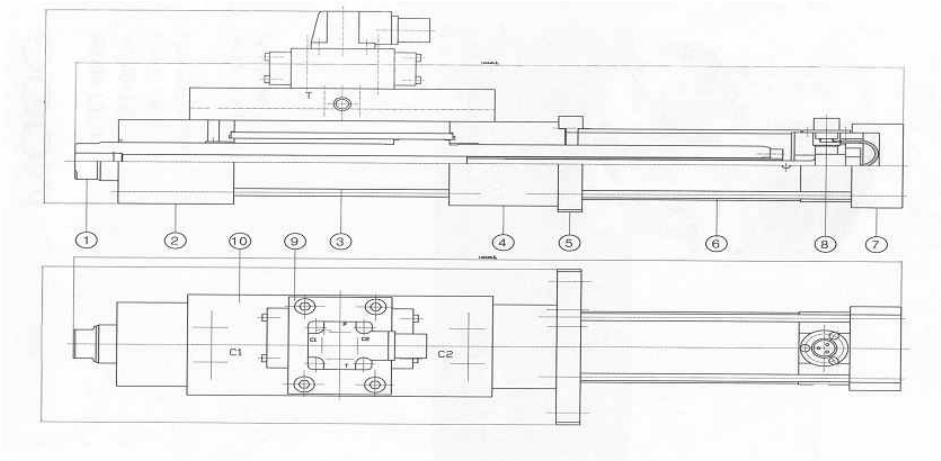


Fig. 3 Servo Cylinder

- 유량제어 서보벨브

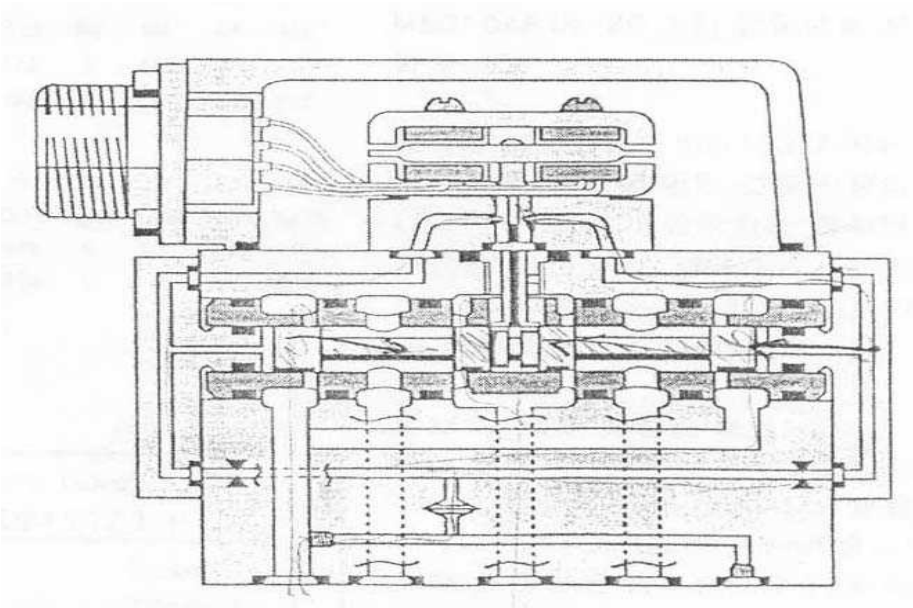


Fig. 4 서보밸브 단면도

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

3) 초음속풍동 제어 프로그램

초음속풍동제어프로그램의 주요구성으로는 다음과 같다. 아날로그신호입력, 디지털신호출력, 단위설정, 변위와 압력 제어모듈, PID 제어모듈, 파일저장, 아날로그신호 출력 등으로 구성이 되어있다. 초음속풍동의 운용을 자동화함으로서 초음속풍동의 운용효율을 높이고 유압실린더의 제어프로그램을 개발하였다. 사용되어지는 개발프로그램으로서 NI사의 Labview 프로그램밍 툴을 사용하였다.

(1) GUI 및 프로그램 내부구성도

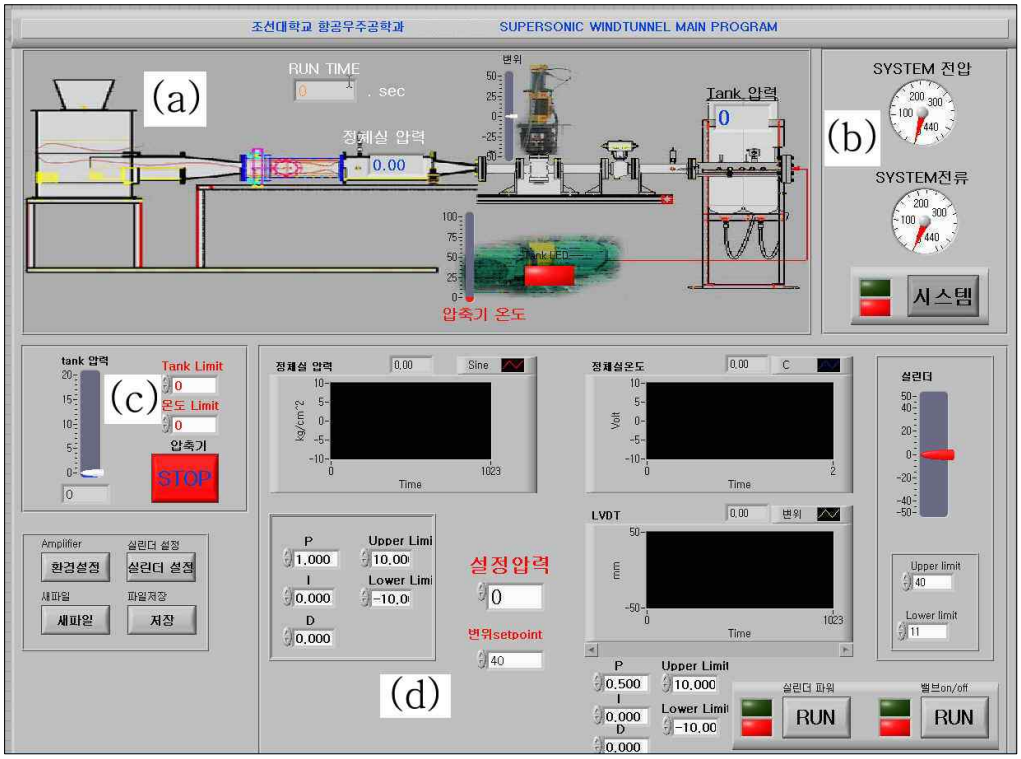


Fig. 5 프로그램의 구성도

초음속풍동의 메인제어프로그램은 Fig. 5와 같이 구성되어있다. 프로그램의 GUI환경에서의 구성부분으로는 크게 하드웨어 시스템의 작동을 컨트롤할 수 있

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

는 3가지의 구성으로 되어있다. 초음속풍동 전체 시스템의 전원을 on/off 할 수 있는 시스템전원부분, 압축시스템의 제어부분, 설정압력에 따른 밸브제어부분으로 나누어 구성되어있다. 하드웨어의 제어는 프로그램 내부에서 디지털출력신호에 따라서 초음속풍동 프로그램의 전체시스템을 구동할 수 있도록 설정하였다.

Fig. 5의 (a)는 초음속풍동의 전체시스템을 모니터하는 영역으로 초음속풍동의 압력 및 온도, 변위 작동상태 등을 나타낸다. (b)영역은 시스템의 전원 및 전체시스템의 on/off 영역이다. (c)는 압축시스템 영역으로 탱크의 압력과 압축기의 온도의 제한 설정에 따라서 압축기의 작동상태를 on/off할 수 있도록 구성하였다. (d)영역은 초음속풍동의 밸브제어영역으로서 정체실의 압력과 온도 그리고 유압실린더의 변위 등을 모니터한다. PID 제어 입력상수들은 변위제어모드에서의 PID값과 압력제어모드에서의 PID값을 설정한다. 유압실린더의 작동 시 밸브의 개폐영역을 설정할 수 있도록 상하변위의 제한을 설정하도록 되어있다. 또한 밸브 작동 시 초기 개폐정도를 설정 할 수 있도록 밸브의 초기위치를 입력하도록 구성하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

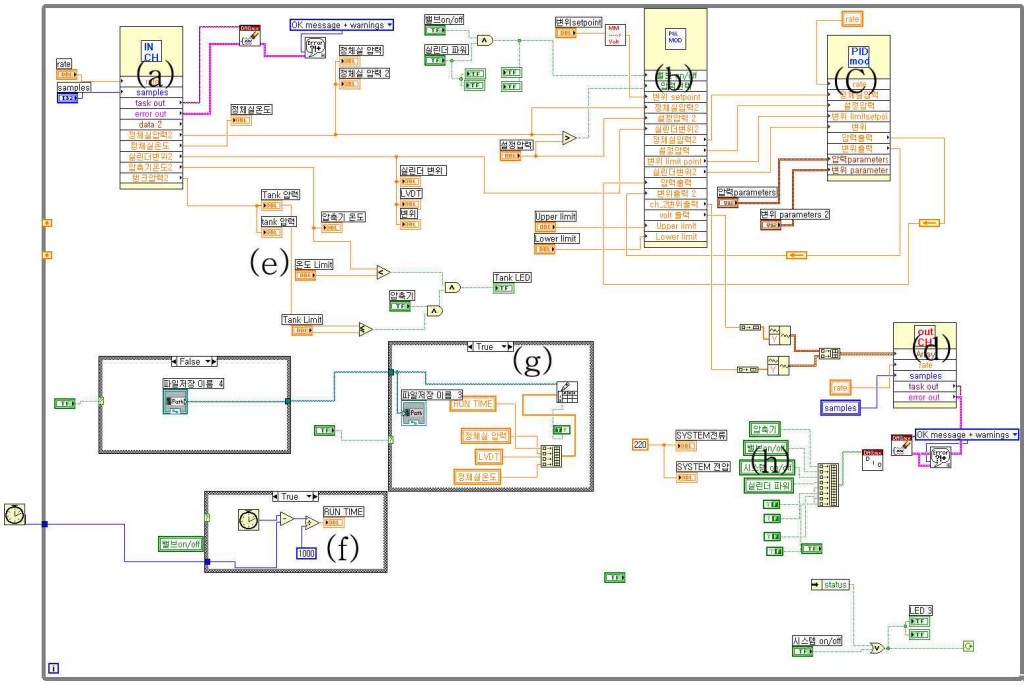


Fig. 6 프로그램 내부 전체 구성도

Fig. 6 는 프로그램 내부의 전체 구성도 나타낸 것이다. 프로그램 내부의 구성은 입력 함수와 실린더의 동작 시 에 압력과 변위의 변환함수와 PID 제어함수 그리고, 아날로그 출력함수, 하드웨어 전원의 제어함수, 파일입출력함수 등으로 구성되어있다. 압력 및 온도의 제한설정에 의해서 각각의 시스템에 적용되어지는 하드웨어를 제어한다. Fig. 6의 각각의 영역을 살펴보면 다음과 같다.

(a) 입력데이터 서브함수
(b) 압력과 변위 모드 서브함수
(c) PID모드 서브함수
(d) 출력데이처 서브함수
(e) 압력과 온도에 따른 압축탱크제어영역
(f) 런타임 설정함수
(g) 파일 저장함수
(h) DIO 출력함수

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

(2) 서브함수

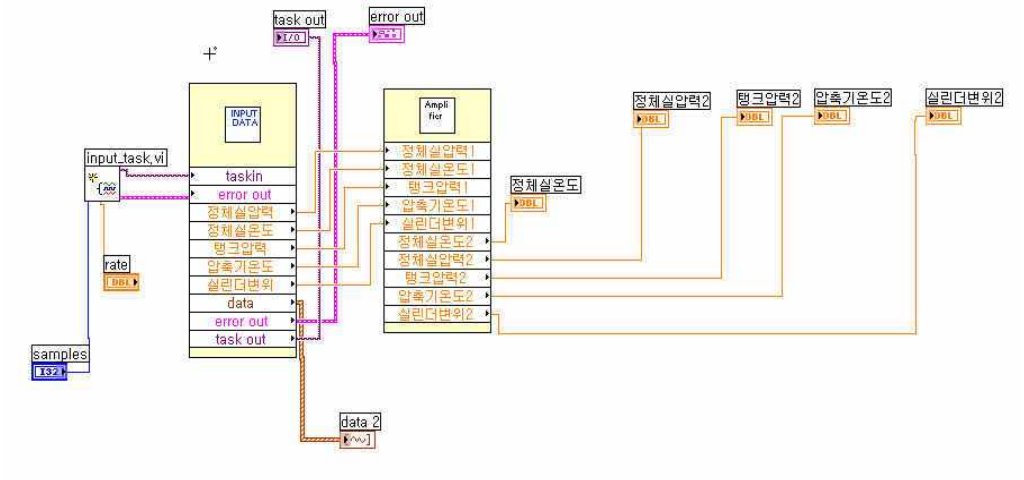


Fig. 7 입력함수의 내부 구성도

Fig. 7은 Fig. 6 (a)의 입력함수의 내부 구성도이다. 입력함수에서 생성되어진 waveform형태의 데이터는 input_data.vi에서 정체실의 압력, 온도, 탱크의 압력 압축기온도, 변위 데이터로 분리되어 amplifier의 sub함수에서 프로그램 내부의 데이터로 변형되어진다. 이때 외부의 입력값으로 gain와 offset 값에 따라서 전압을 각각의 단위값으로 변환한다. 압력,온도, 변위의 단위는 각각 kg/cm^2, $^\circ C$,mm 이다.

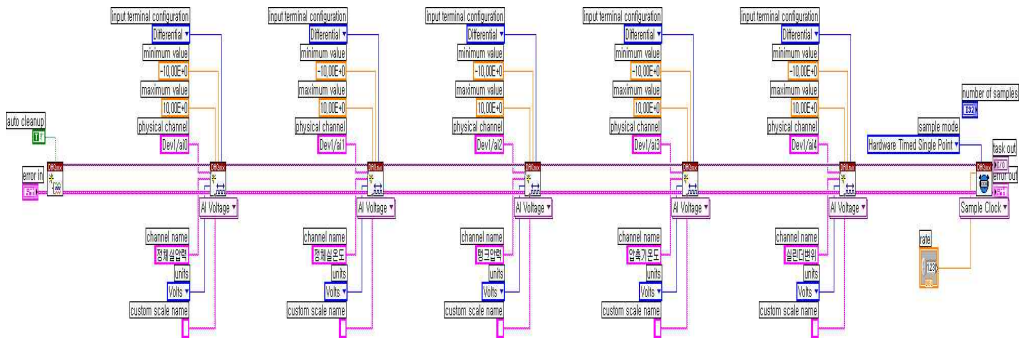


Fig. 8 input task의 내부 구성도

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Fig. 8은 Fig. 7의 input task.vi의 내부구성도이다. Labview의 DAQMX를 사용하여 입력채널을 설정하였다. 멀티 채널형식으로 입력채널을 구성하였으며, 5개의 채널에 정체실의 압력, 온도와 탱크의 압력, 압축기온도, 실린더변위의 아날로그 신호가 입력된다. 초기 입력 task에서 형성되어진 5개 채널의 데이터는 waveform데이터로서 배열형태로 입력되어진다. 아날로그신호의 샘플링 모드는 하드웨어에 최적화하기위해 hardware timed single point를 사용하였으며, 초당 입력데이터는 50Hz로 설정하였다.

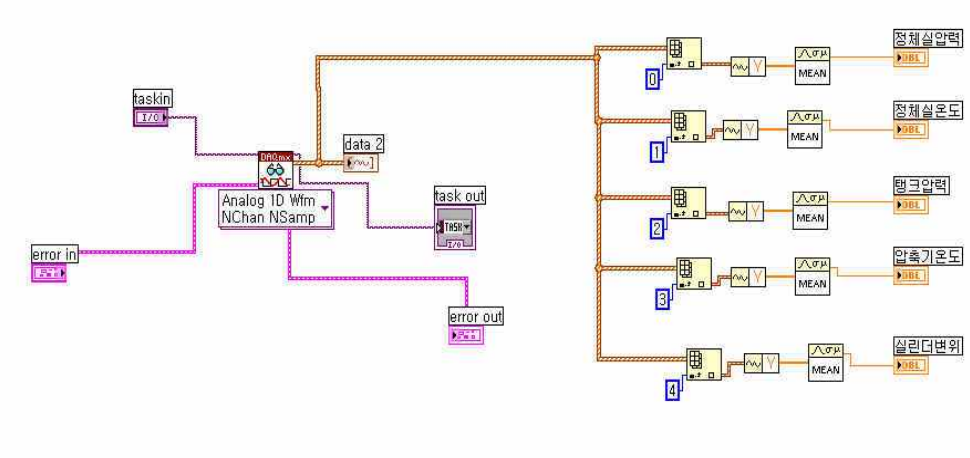


Fig. 9 input_data의 내부 구성도

Fig. 9는 Fig. 7의 input_data.vi의 내부 구성도이다. waveform형태의 입력데이터를 각각내부 데이터 값으로 변환해주는 영역이다. 입력데이터는 하드웨어를 통해서 배열형태로 입력되어진다. 내부에서 사용되어지는 데이터로는 정체실의 압력 ,온도와 탱크의 압력 및 압축기 온도 그리고 밸브의 실린더 변위로 구분되어진다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

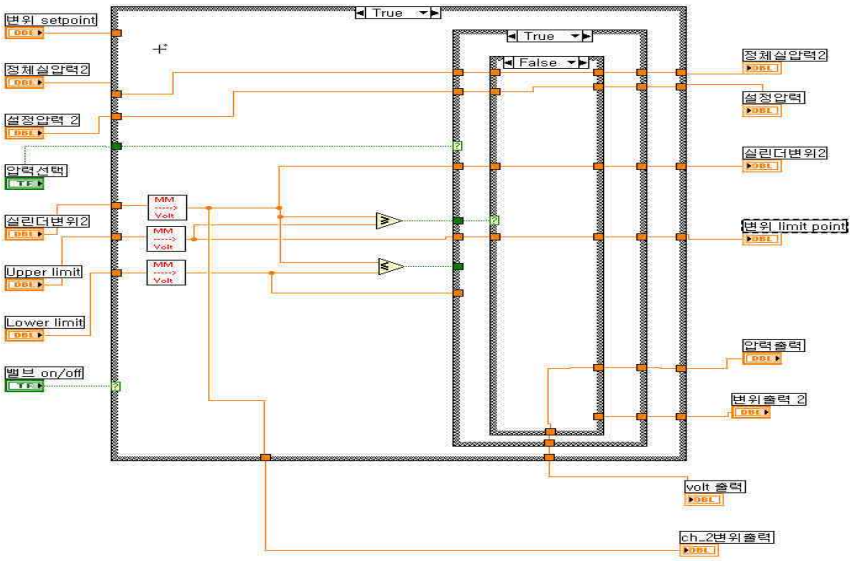


Fig. 10 변위와 압력 설정모드의 구성도

Fig. 10은 Fig. 6 (b)의 내부구성도이다. 변위와 설정압력의 선택 모드로서 밸브작동 시 기본동작으로 압력에 따른 비례제어를 위해 압력에 따른 압력신호에 따라서 출력값을 하드웨어에 보내고 서보밸브의 작동에 따라서 실린더의 동작이이루어진다. 실린더의 변위의 upper limit과 lower limit 사이에서 압력제어가 이루어지며 실린더의 변위가 upper limit과 lower limit 사이의 영역을 벗어나는 경우 변위에 의한 비례제어 모드로 변환되어진다. 기존의 피로시험기에 사용되어지는 상용 실린더를 사용하여 실린더의 변위가 $\pm 50mm$이고 밸브의 작동변위가 실린더의 변위에서 40mm ~ 10mm에서 동작함에 따라서 변위제어에 대한 제한자(limit)를 설정하였다. 40mm인 경우 밸브는 닫힌상태이며 10mm인 경우에 열린 상태이다. 설정압력이 입력데이터와 비교하여 높을 경우, 밸브는 완전히 열린상태이며 이 경우 10mm이하의 변위에서 실린더는 10mm의 변위를 유지하게 되며 설정압력이 입력데이터와 비교하여 낮을 경우, 밸브는 완전히 닫힌상태이며 이 경우 40mm이상의 변위에서 실린더는 40mm의 변위를 유지하게 된다. 밸브의 동작시에 압력유지를 위해 실린더의 변위는 제한자의 범위에서 동작하게 되어진다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

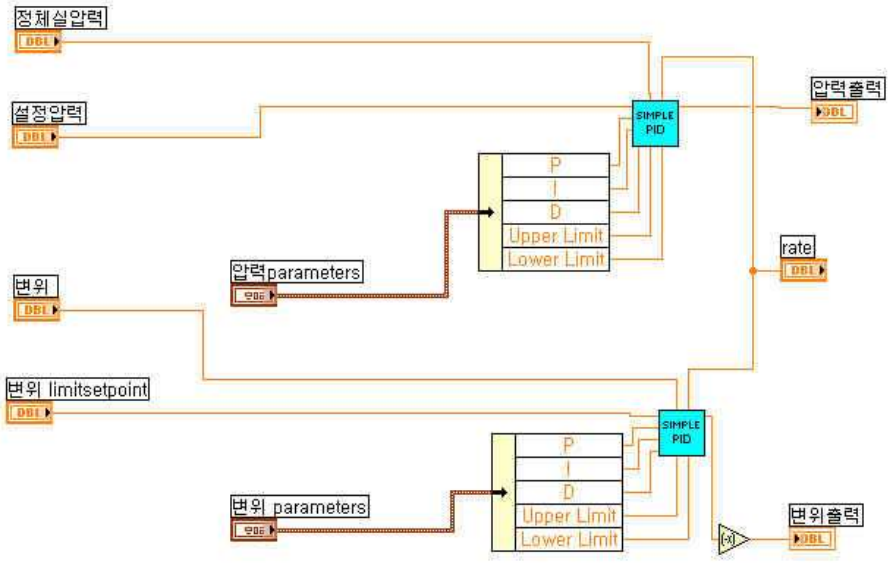


Fig. 11 PID 모드함수의 구성도

Fig. 11은 Fig. 6 (c)의 PID모드 서브함수의 내부구성도이다. 압력과 변위의 입력신호에 따라서 프로그램 동작시에 연산을 수행하며 압력과변위 판별모드에 따라서 출력값이 결정되어진다. 본 프로그램에서 사용되어지는 제어모드는 구성은 simple PID연산으로 구성되어있다. 프로그램의 동작시에는 적분상수와 미분상수인 I,D값을 0으로 설정하여 비례제어에 의한 연산을 수행한다. 탱크의 압력이 수초동안에 변화량이 크게 변함에 따라서 적분상수와 미분상수에 의한 PID제어의 연산보다는 비례제어에 의한 연산만을 고려하였다. 입력값과 설정값의 차이에 따른 비례상수값을 조정하는 방법으로 연산이 수행되어진다. 향후 압력효율에 있어서 비례제어연산에 압력변화에 따른 연산값을 조합함으로서 제어효율을 높일 수 있을 것으로 생각되어진다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

4. 성능 검증

1) 실험결과

압축탱크의 압력은 10 kg/cm^2와 20kg/cm^2으로 설정하였으며 정체실의 압력은 3.0kg/cm^2과 2.0kg/cm^2으로 설정하였다. 압축탱크의 저장용량은 $3m^3$이며 저장탱크에 압축시간은 10 kg/cm^2인 경우 2시간의 시간이 소요되며 20kg/cm^2의 경우는 5시간 30분이 소요되어진다. 비례제어계수는 0.5~0.1사이의 값을 사용하였으며 탱크의 설정압력과 비례제어값은 반비례관계를 나타낸다. 서론에서 언급한 것과 같이 초기에 설정압력을 찾아가는 영역은 시동구간이며 설정압력을 유지하는 영역이 정상상태이다. 비례제어계수를 조정함에 따라서 시동구간의 시간을 감소시키고 정상사태의 변화에 대해서 살펴보았다.

Fig. 12는 비례제어계수 0.5일 경우 시간에 따른 압력변화를 나타낸 그림이다. 시간이 경과함에 따라서 설정압력인 2.0kg/cm^2에 근접함을 보이지만 시동구간에서 압력손실이 많이 나타나는 것을 볼 수 있다. 시동구간은 10sec로 시동구간에서 압력손실이 큼에 따라서 3초의 정상상태를 나타냄을 볼 수 있다.

Fig. 13는 비례제어계수 0.3일 경우 시간에 따른 압력변화를 나타낸 그림이다. 시간이 경과함에 따라서 설정압력인 2.0kg/cm^2에 근접함을 보이지만 Fig. 12에서 나타난 것과 같이 시동구간에서 압력손실이 많이 나타나는 것을 볼 수 있다. 시동구간의 경우 Fig. 12의 비례제어계수 0.5일 경우와 비교하여 압력 및 변위에 대한 응답속도가 느리게 나타나는 것을 볼 수 있다. 하지만 전체적인 설정압력에는 Fig. 12과 비교하여 향상되어진 것을 볼 수 있다.

Fig. 14는 비례제어계수 0.1일 경우 시간에 따른 압력변화를 나타낸 그림이다. 시간이 경과함에 따라서 설정압력인 2.0kg/cm^2을 유지하는 정상사태가 향상된 것을 나타내고 있다. Fig.12과 13과 비교하여 시동구간은 1.5초로 급격히 향상되고 시동구간에서의 압력손실이 향상됨에 따라서 정상상태가 20초로 크게 향상되어진 것을 알 수 있다.

Fig. 15는 비례제어계수 0.1일 경우 시간에 따른 압력변화를 나타낸 그림이다. 시동구간은 Fig. 14와 같이 1.5초에서 정상상태로 변화하며 설정압력인 2.5

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

kg/cm^2에서 7초의 정상상태를 유지한다. 설정압력이 2.0kg/cm^2에서 2.5kg/cm^2로 증가함에 따라서 정상상태에서 설정 압력의 유지 시간이 크게 감소하는 것을 보여준다.

Fig. 16은 비례제어계수 0.1일 경우 압축탱크의 압력이 20kg/cm^2인 경우 시간에 따른 압력변화를 나타낸 그림이다. 시간이 경과함에 따라서 설정압력인 3.0 kg/cm^2으로 유지되며 정상상태의 경우 42초로 크게 증가하여 나타난 것을 볼 수 있다. 시동구간의 경우 압축탱크의 압력이 10kg/cm^2인 경우와 비교하여 시동구간의 간격은 거의 변화가 없으며 시동구간의 영역에서 최대 압력변화는 8.0 kg/cm^2으로 Fig. 14와 비교하여 2배의 차이를 나타내고 있다.

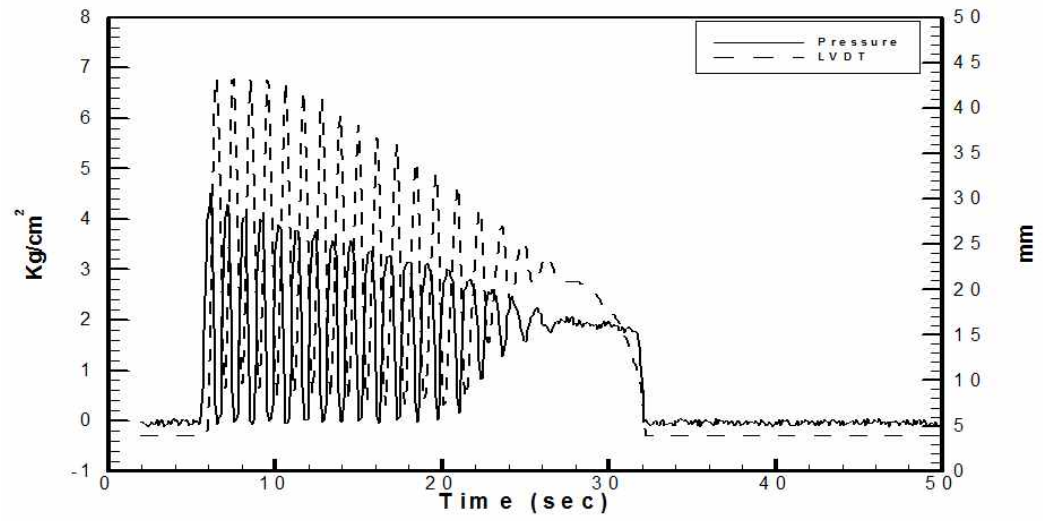


Fig. 12 압축탱크 10kg/cm^2일경우의 압력과 변위의 변화
(설정압력 : 2kg/cm^2, 비례제어계수: 0.5)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

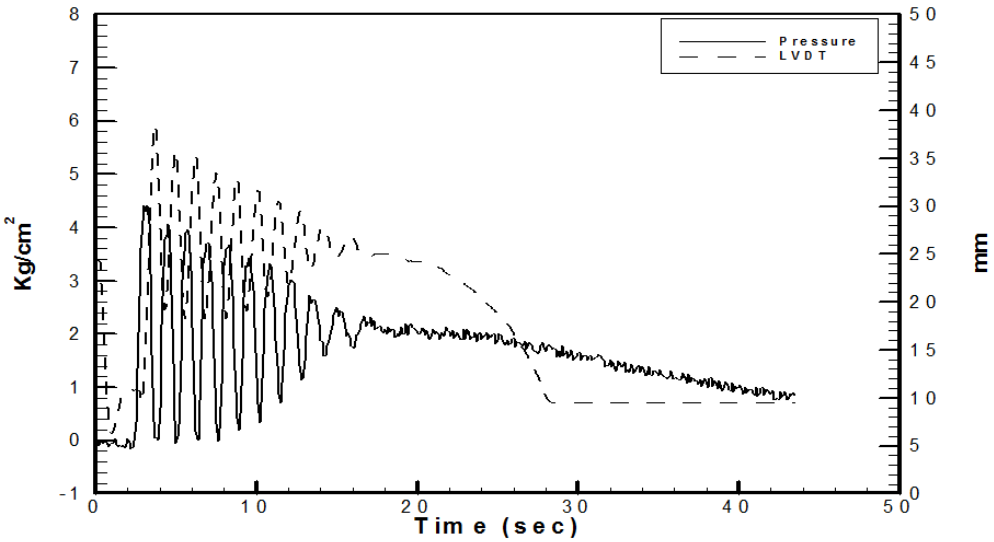


Fig. 13 압축탱크 $10kg/cm^2$일경우의 압력과 변위의 변화
(설정압력 : $2kg/cm^2$, 비례제어계수: 0.3)

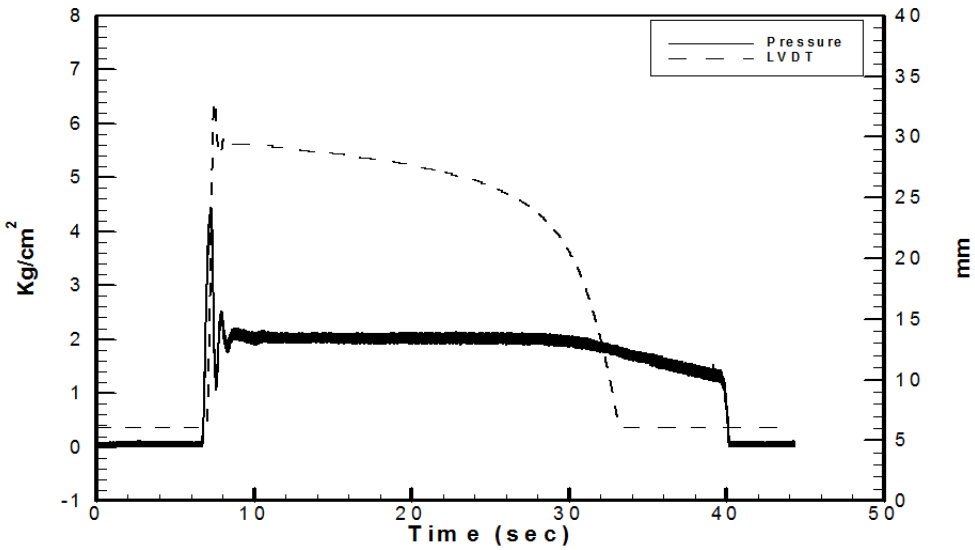


Fig. 14 압축탱크 $10kg/cm^2$일경우의 압력과 변위의 변화
(설정압력 : $2kg/cm^2$, 비례상수: 0.1)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

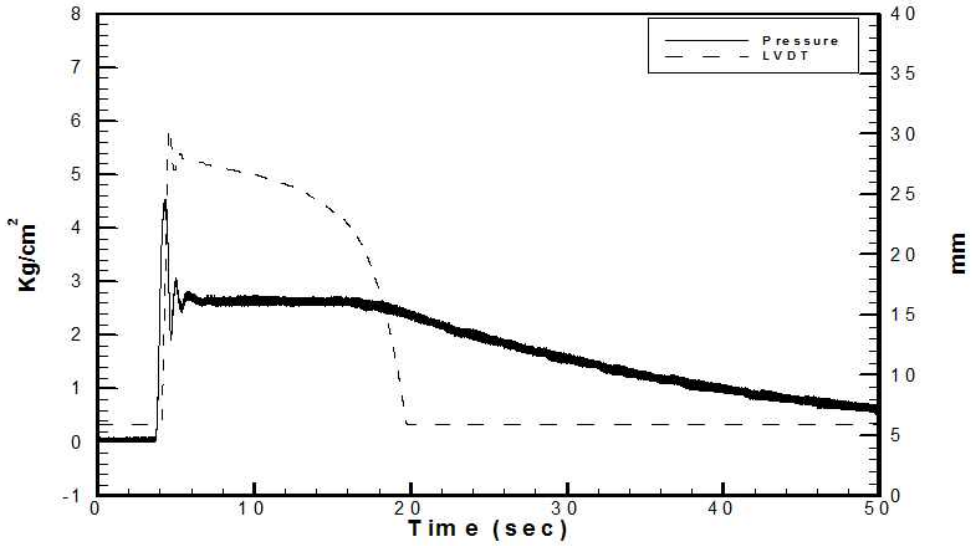


Fig. 15 압축탱크 $10kg/cm^2$일경우의 압력과 변위의 변화
(설정압력 : $2.5kg/cm^2$, 비례제어계수: 0.1)

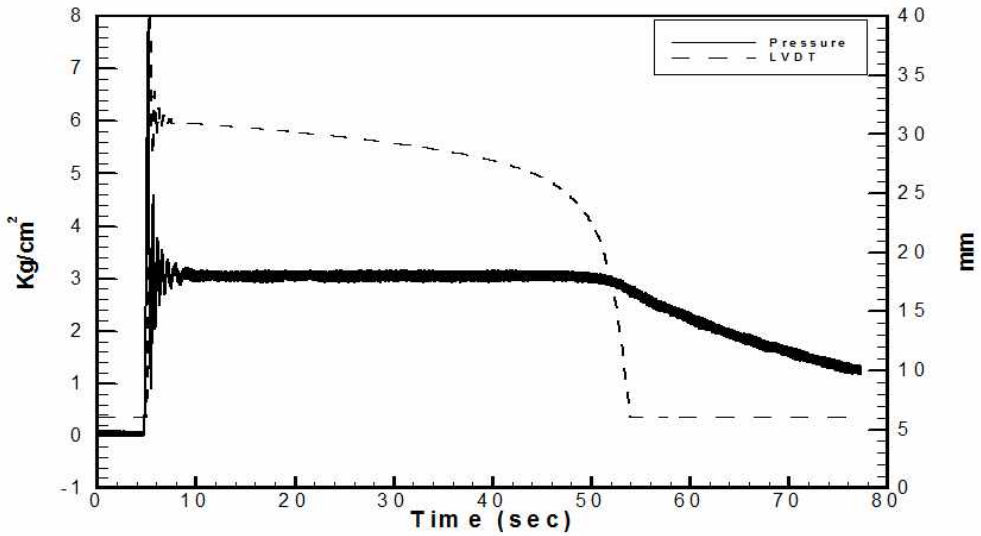


Fig. 16 압축탱크 $20kg/cm^2$일경우의 압력과 변위의 변화
(설정압력 : $3.0kg/cm^2$, 비례제어계수: 0.1)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

2) 결론

조선대학교에 설치되어 있는 120mmx80mm의 초음속풍동을 이용하여 초음속풍동에 사용되어지는 통합제어 시스템을 개발하였다. 초음속풍동의 주요 부품의 구성으로는 압축기와 저장탱크, 제어용밸브, 정체실, 노즐, 시험부, 확산부,소음기 등으로 구성되어있다. 초음속풍동의 성능 개선의 가장 중요한 요소 중의 하나는 압축탱크의 저장용량에 따른 초음속풍동의 정상태를 유지하는 효율성에 있다. 현재 일반적으로 초음속풍동에서 사용되어지는 공압용 밸브의 성능을 개선하기위해 유압장치를 이용하여 실린더의 변위에 따른 개폐율을 조정할 수 있는 제어용 밸브를 개발하였다. 또한 초음속풍동의 제어용 밸브를 위한 제어프로그램과 제어용 시스템을 개발하였으며 초음속풍동의 전체시스템을 자동화하기위한 프로그램을 개발하였다.

산업전반에 걸쳐서 널리 쓰이고 있는 공압용 컨트롤 밸브의 경우 비용절감의 효과는 크지만 압축공기에 의한 밸브의 작동방법에 따라서 그 반응속도와 응답특성에 있어서는 많은 문제점을 가지고 있다. 또한 1차측의 압력 변화율이 큰 경우에 2차측의 설정압력을 유지하기위해서는 빠른 응답특성을 필요로 하는데 부적합하다. 공압용 밸브의 응답특성을 개선하기위해서 공압에 의한 개폐방식과 비교하여 본 연구에서 개발한 유압실린더에 의한 개폐방식은 초기 설정압력에 대한 반응속도가 1~2초정도이며 이후 정상상태의 설정압력을 유지하는 것을 보여준다.

유압실린더에 의한 제어밸브의 사용은 특수한 경우 즉 초음속풍동, 어뢰발사시험장비, 고압의 실험장비등에서 사용되어질 수 있다. 특히 장비가 대형화될수록 저장탱크의 용량에 따른 장비의 효율적인 운용에 있어서는 기대효과를 가져올 수 있을 것이다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

참고문헌

[1] Stinnett, W. D, "Center Body Diffuser Study," Aec-Nasa Space Nuclear Propulsion Office, Report No. RN-S-0243, 1965.

[2] Schäfer, K., and H. Zimmermann. "Altitude Simulation Test Bench P4. 1 for Vinci Upper Stage Engine." AAAF, 6th International Symposium for Space Transportation of the XXIst Century. 2002.

[3] Schäfer, Klaus, H. Zimmermann, and G. Kruehsel. "Altitude simulation bench for VINCI Engine." 39th Joint Propulsion Conference and Exhibit. AIAA, 2003.

[4] Sankaran, S. et al. "CFD Analisysy for Simulated Altitude Testing of Rocket Motors", CASI, VOL.48 No,2

[5] Ryan, James E., et al. "An Overview of the A-3 Subscale Diffuser Test Project." AIAA 4365: 23-26, 2008.

[6] 김승한, 한영민, "액체로켓엔진 연소시험설비 예비설계 ", 한국추진공학회 학술대회논문집, pp. 885-891, 2011.

[7] Allgood, Daniel, et al "Computational Analyses in Support of Sub-scale Diffuser Testing for the A-3 Facility", AIAA

[8] Wang, Xiao-Yen, et al. "CFD Simulation on the J-2X Engine Exhaust in the Center-Body Diffuser and Spray Chamber at the B-2 Facility." 2009.

[9] Annamalai, K., et al. "Evaluation of the performance of supersonic exhaust diffuser using scaled down models", Experimental Thermal and Fluid Science, pp.217-229, 1998.

[10] Ardelyan, N. et al. "Modeling of plasmas in electronic beams and plasma jets for aerodynamic Applications" AIAA, 310, 2001.

[11] Endwell, O. Daso et al. "Prediction of Drag Reduction in Supersonic and Hypersonic Flows with Counterflow jets" AIAA, 5115, 2002.

[12] McAndrew, B. et al. "Aerodynamic Control of Asymmetric Cone in

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Compressible Flow Using Microwave Driven Plasma Discharges", AIAA, 0033, 2003.

[13] Malmuth, N. D. et al. “Influence of Counterflow Plasma jet on Supersonic Blunt-Body Pressures” AIAA Vol. 40, No. 6, pp. 1170-1177, 2002.

[14] Shin, J., et al. "Generation of Plasma Induced Flow Actuation by DC Glow-like Discharge in a Supersonic Flow", AIAA, 169, 2006.

[15] Shang, J. S. & Hayes, J. "Blunt Body in Hypersonic Electromagnetic Flow Field", Journal of Aircraft Vol. 40.

[16] Mikellides, I. G., et al. "A 1-D Model of the hall-Effect Thruster with an Exhust Region" AIAA, 3505, 2001.

[17] Clarke, D. A. "A consistent method of characteristics for multi-dimensional magneto-hydrodynamics", Aps Journal, 457, pp. 291-320, 1996.

[18] Kong, Peter, C. & Lau, Y. C. "Plasma synthesis of ceramic powders", Pure &App/. Chem., Vol. 62, No. 9, pp. 1809-1816, 1990.

[19] Palm, P. et al. "Feasibility Study of MHD Control of Cold Supersonic Plasma Flows", AIAA, 0636, 2002.

[20] Ramakumar, Karthik, & Jacob, J. "Flow Control and Lift Enhancement Using Plasma Actuators", AIAA, 4635, 2005

[21] Shneider, M. N. et al. "Steady and Unsteady Supersonic Flow Control with Energy Addition" AIAA, 3862, 2003.

[22] Dougal, A. A. and O. M. FRIEDRICH, JR. "Comparison of Numerical Calculations and Measured Space-Time Resolved Plasma Properties of a Dynamical Theta Pinch", AIAA Journal Vol. 4, No. 12

[23] Chunc, P. M., L. Talbot, and K. J. Touryan. "Electric Probes in Stationary and Flowing Plasmas : Part 1. Collisionless and Transitional Probes", AIAA Journal Vol. 12, No. 2.

[24] Roth, J. Reece, Daniel M. Sherman, and Stephen P. Wilkinson. “Electro hydrodynamic Flow Control with a Glow-Discharge Surface Plasma”, AIAA Journal Vol. 38, No. 7,

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

[25] Nair, P., et al. "Numerical simulation of interaction of sonic jet with high speed flow over a blunt body using solution mapped higher order accurate AUSM+-UP based flow solver." Journal of Applied Fluid Mechanics Vol. 3, No. 1, pp. 15-23, 2010.

[26] Chang, Chau-Lyan, Balaji Shankar Venkatachari, and Gary C. Cheng. "Effect of Counterflow Jet on a Supersonic Reentry Capsule." AIAA, 4776, 2006.

[27] Fortini, Anthony, "Performance investigation of a nonpumping rocket-ejector System for altitude simulation," NASA TN D-257, 1959.

[28] William, L. Jones, "Experimental Study of Zero-Flow Ejectors Using Gaseous Nitrogen", NASA-TD-203, 1960.

[29] Sivo, J. N., et al. "Experimental Evaluation of Rocket Exhaust Diffusers for Altitude Simulation", NASA-TD-298, 1960.

[30] Church, Bruce E., William L. Jones, and Richard J. Quentmeyer. "Performance evaluation of fixed-and variable-area rocket exhaust diffusers using single and clustered nozzles with and without gimbaling." Vol. 1306. National Aeronautics and Space Administration, 1962.

[31] Massier, Paul, F. and E. John Roschke "Experimental Investigation of Exhaust Diffusers for Rocket engine", NASA-CR-51076, 1960.

[32] Park, B. H. et al. "Fuid dynamics in starting and terminating transients of zero-secondary flow ejector", international journal of hear and fluid flow, pp. 29, 327-339.

[33] Park, B. H. et al. "Studies on the starting transient of a straight cylindrical supersonic exhaust diffuser", international journal of hear and fluid flow29,1369-1379.

[34] 박성현 외3명, “고도모사용 2차목 디퓨져 시동을 위한 디퓨져 팽창비 설계 기법에 관한연구”, 한국추진공학회 추계학술대회, 2008

[35] 박형주, 윤시경, 염효원, 성홍계, “2차 노즐목을 갖는 초음속 이젝터의 최적화” 한국추진공학회, 2010.

[36] 박성현, 박병훈, 임지환, 윤웅섭, “2차목에 의한 고고도 모사용 초음속 디퓨

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

져 시동성능 향상 ", 한국추진공학회, 2008.

[37] 김종록, 김재수, "Center-body 디퓨져 형상설계를 위한 수치적연구 ", 한국추진공학회지, Vol. 18, No.3 pp. 34-39, 2014.

[38] 윤상규, 염효원, 김진곤, 성홍계, 김용욱, 오승협, "고고도 모사용 초음속 디퓨져의 시동압력에 대한 연구", 한국추진공학회지, Vol. 12, No.4, pp. 34-39, 2008.

[39] 김민상, 김태완, 이장환, 고영성, 김승한, "고공환경모사용 이차목 디퓨저의 배압에 따른 시동특성", 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, pp.619~625, 2014.

[40] 왕승원, 김승한, 한영민, "고공환경모사용 축소형 초음속 디퓨져의 수치해석적 연구"한국추진공학회 춘계학술대회 논문집 pp.444~450, 2013.

[41] 박성현, 박병훈, 임지환, 윤웅섭," 고도모사용 2 차목 초음속 디퓨져 시동특성에 영향을 미치는 파라미터에 관한 연구", 대한기계학회 춘추학술대회, pp.2642-2647, 2008.

[42] 박병훈, 임지환, 기완도, 윤웅섭, "디퓨져 길이대 직경비 변화에 따른 일정단면적 초음속 디퓨져 시동 특성에 대한 연구", 한국항공우주학회 학술발표회 논문집, pp.403-410, 2006.

[43] 김태령, 박병용, 김승한, 한영민, "로켓엔진 고공모사용 초음속디퓨저 시동 및 종료 특성과 냉각 효과에 대한 연구", 한국추진공학회 학술대회논문집, pp.183-189, 2014.

[44] 문윤완, 이은석, "액체로켓엔진 고고도 모사용 2차목 초음속 디퓨져 설계변수에 따른 특성 고찰 ", 한국추진공학회 학술대회논문집, pp. 970-972, 2011.

[45] 김철웅, 남창호, 김승한, 설우석, "액체로켓엔진 고공모사시험설비의 개념설계", 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, pp.383~387, 2008.

[46] 김태완, 전준수, 김완찬, 고영성, 김선진, 한영민, "액체로켓엔진 고공환경 모사 시험 설비 구축 현황 소개", 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, pp.51~56, 2014.

[47] 김승한, 문윤완, 설우석, "액체로켓엔진 고공환경 모사시험 연구", 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, pp.733~736, 2010.

[48] 이양석, 전준수, 고영성, 김유, 김선진, "액체로켓엔진 연소기를 이용한 고고

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

도 환경 모사용 디퓨저 시동특성 연구", 한국항공우주학회지, Vol.38, No.12, pp.1195-1201, 2010.

[49] 김종록,"초음속 디퓨져 내부 역압력 구배에 대한 수치적 연구", 한국추진공학회지, Vol. 17, No. 4, pp.43-48, 2013.

[50] 김태완, 김완찬, 고영성, 김선진, 한영민, "축소형 액체로켓엔진 고공환경 모사시험 설비", 한국추진공학회 학술대회논문집, pp. 450-458, , 2014.

[51] 김승한, 이광진, 소윤석, 한영민, 김종규, 강동혁, 김현준, 최환석, "한국형발사체 3단 엔진 고공 시험용 초음속 디퓨저 축소형 모델 시험", 한국추진공학회 추계학술대회 논문집 pp.83~87, 2012.

[52] 김세훈, 권세진, "깔대가 경사충격파를 고려한 환형 분사 초음속 이젝터 이론해석", 한국추진공학, Vol.10, No.1, 2006.

[53] Calloway, Robert L., and Nancy H. White. "Measured and predicted shock shapes and aerodynamic coefficients for blunted cones at incidence in air at Mach 5.9.", NASA-TP-1652, 1980.

[54] John, J. E. A., Gas Dynamics, 2nd ed., 1984.

[55] 박남은, 김익태, 김종록, 김재수, 오범석, 박정주, "발사체 예비설계 공력해석 프로그램 개발", 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, pp. 69-73, 2003.

[56] Panichikin, P. A., Liakhov A. B, "Foundamental Gas Dynamics and Its Application for Design of Supersonic Aerodynamics Tunnel", Kiev University, 1965.

[57] Frerri, antonio, Louis, M. NUCCI, "Preliminary investigation of a new type of supersonic inlet", Langley Aeronautical Laboratory, 1965.

[58] Hoffmann, K. C. & Chiang S. T., "Computational Fluid Dynamics for Engineers", Engineering Education System USA, 1993.

[59] Jones, W. P. & Launder, B. E., " The Prediction of Laminarization with a Two Equation Model of Turbulence," Int. Journal of Heat and Mass Transfer, vol. 15, no.2, pp.301-314. 1972.

[60] Ansys14 Fluent Theory Guide

Collection @ chosun