

성능손실을 고려한 고고도시험용 터보프롭 엔진 흡입구 및 배기구 형상설계에 관한 연구

공창덕* · 김건우** · 임세명** · 유재경** · 최경호***

Study on Configuration Design of Inlet and Exhaust Ducts of a Turboprop Engine for the Altitude Test Considering performance losses

C. Kong* · K. Kim** · S. Lim** · J. Yoo** · K. Choi***

ABSTRACT

In order to investigate the operation performance behaviors of the UAV's propulsion system to be operated long time in high altitude, the engine performance tests, which are simulated in the altitude engine test facility should be needed. If the test is performed in a existing altitude engine test facility, additional test apparatuses are required. Among them a proper design of the inlet and exhaust ducts that may directly affect the engine performance is very important. If the design is not adequate, the engine performance loss due to the flow behavior change and the pressure loss may be not similar to the real engine performance.

In this work, firstly the engine inlet and exhaust ducts to be mounted to the existing altitude facility are modelled in 3D and its flow behaviors and pressure losses are analyzed using a commercial CFD tool, ANSYS's CFX, and the engine performance with the duct losses is calculated using the performance analysis program developed by C. Kong et al. Finally, the optimized inlet and exhaust ducts' configurations are proposed through the repeated analyses of various duct configurations.

초 록

고고도에서 장시간 운용되는 무인항공기용 추진시스템의 고고도 운용 특성을 연구하기 위하여 고도엔진시험설비를 이용한 엔진성능 시험이 필요하다. 기존의 범용 고도엔진시험설비를 이용하려면 시험설비와 엔진 사이에 추가적인 시험설비가 요구되는데, 이중 엔진 성능에 직접 영향을 미치는 흡입구 및 배기덕트의 적절한 설계가 매우 중요하다. 만일 흡입구 및 배기덕트가 적절히 설계되지 않을 경우 유동특성 변화와 압력손실 저하로 인한 엔진 성능 저하가 실제 비행 상태와 달라질 수 있기 때문이다.

본 연구에서는 범용 고도시험설비 내 엔진 흡입구 및 배기덕트의 형상을 3D 모델링하고 ANSYS사의 CFX 전산유체역학(CFX) 프로그램을 이용하여 설계된 형상의 유동 및 압력손실 해석을 수행한 다음 엔진성능해석 프로그램을 이용하여 덕트 손실을 고려한 엔진에 성능을 분석한다. 마지막으로 반복적인 설계형상 해석을 통해 최적화된 흡입구 및 배기덕트 형상을 제안한다.

Key Words: Configuration design of inlet and exhaust ducts, Altitude engine test facility, Engine performance loss

1. 서 론

국내에서 개발 중인 무인항공기는 고도 40,000ft 이상의 고공에서 장시간 운용되며 무인으로 제어되기 때문에 요구 출력 및 운용 한계의 자동제어가 요구되므로 이를 위한 엔진의 고고도 운용 특성에 대한 연구가 필요하다. 엔진의 고고도 운용 특성 연구를 위해서는 엔진 고고도 시험설비를 이용한 엔진성능 시험이 필요하다.

이를 위해 범용 엔진 고도 시험설비를 이용하여야 하나 기존 설비와 시험 대상엔진의 운용범위, 크기, 인터페이스 등이 기존 설비와는 일부 상이하여 이를 위한 흡입구 및 배기덕트, 엔진성능 측정 장치들을 부가적으로 준비하여야 한다. 그러나 부가적인 흡입구 덕트와 배기덕트에 의한 압력손실과 유동특성 저하로 인한 엔진 성능 저하가 실제 비행 상태와 다른 성능 측정될 수 있으므로 이에 대한 영향을 사전에 예측하여 적절한 설계가 필요하다.

따라서 본 연구에서는 범용 고도시험 설비 내에서 고도별 대기환경 재현을 위한 기존 고도 설비와 대상 엔진과 직접 연결되는 흡입구 덕트 및 배기덕트에 대한 3D 모델링을 수행하고, 이를 이용하여 전산유체역학(CFD) 해석을 통한 흡입구 및 배기덕트의 형상을 결정하고 이에 따른 엔진 성능에 미치는 영향에 대한 연구를 수행하였다.[1][2]

2. 연구대상 엔진

본 연구의 대상 엔진인 PT6A-67 터보프롭엔진의 기존 고도시험설비의 시험실내 고도시험시스템 구성은 Fig. 1과 같다. 시험대상엔진은 4단 축류와 1단 원심이 결합된 혼합형 압축기와 역환형 기화식 연소기, 1단 압축기 터빈과 분리 축방식의 정속 제어가 가능한 2단 축류 동력터빈

과 2단의 감속기어 상자로 구성되어 있으며 1200hp의 축마력으로 제한되어(Flat-rated) 있다.

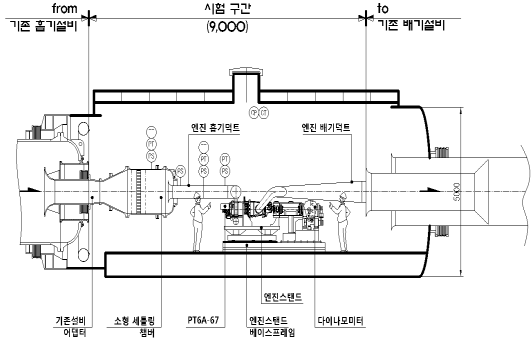


Fig. 1 Altitude Test Chamber

Table 1은 대상 시험엔진의 설계점 성능이다..

Table 1 PT6A-67 Engine Performance at design point

Operation Conditions	Static Standard
Gas Generation rpm	39,000
Power Turbine rpm	29,894
Propeller rpm	1,700
ITT (K)	1,113
Shaft Power (SHP)	1200 (Flat-rated)

3. 흡입구 및 배기덕트 3D 모델링 및 유동해석

본 연구에서는 범용 고도 시험설비와 시험대상 엔진에 연결할 흡입구 및 배기덕트 형상 결정을 위해 제공된 CAD도면을 이용하여 3D 모델링 후 전산유체해석(CFD)기법을 이용하여 유동속도, 압력, 온도에 대한 해석을 수행하였다. 이때 사용된 사용 Tool은 3D 모델링은 Catia를 이용하였고, CFD해석은 ANSYS사의 CFX를 이용하였다. 또한 초기 조건으로써 본 연구팀이 개발한 엔진성능해석 프로그램을 이용하여 흡입구 덕트 출구 조건과 배기덕트 입구조건을 구하여 CFD해석 경계조건으로 이용하다.

Table 2는 각 Case별 엔진성능의 초기 경계조건이다.[3][4]

* 조선대학교 항공우주공학과

** 조선대학교 항공우주공학과 대학원

*** (주) 아티스엔지니어링

† 교신저자, E-mail: cdgong@chosun.ac.kr

Table 2 Engine operation conditions in Altitude Test Chamber

	고도 (FT)	ENGINE AIRFLOW (kg/s)	P1 (bar)	EGT (K)
Case 1	0	4.318	1.013	835.6
Case 2	15,000	3.199	0.572	844.7
Case 3	40,000	1.272	0.188	805.4
Case 4	45,000	0.965	0.147	805.5

3.1 흡입구 및 배기덕트 3D 모델링

Figure 2는 Catia를 이용한 흡입구 덕트 3D 모델로써 입구는 유동 흐름을 원활하게 하기 위해 볼 타입으로 모델링 되었고, 출구부분은 엔진 흡입구 부분과 연계를 위하여 같은 크기의 원통으로 출구의 표면 부분에서 엔진이 공기를 빨아들이는 형상으로 모델링 하였다.

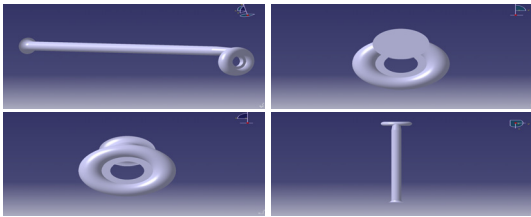
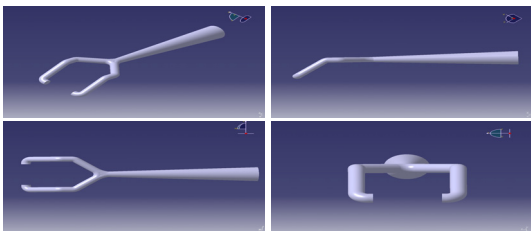
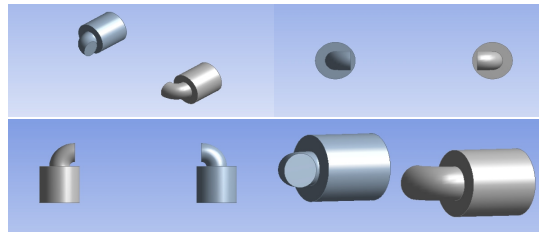


Fig. 2 3D Modeling of inlet duct using Catia

Figure 3의 배기덕트는 초기와 제안 형상으로 (a)의 초기 형상은 엔진 양쪽에서 나오는 배기덕트 부분을 시험설비 다이노미터를 피해 설계한 형상이고, (b)의 제안 형상은 기존 고도시험설비의 배기도관에 배기덕트에서 배출된 뜨거운 배기가스에 냉각용 바깥 공기가 유입될 수 있도록 공간을 허용한 원통형 배기도관이 연결할 수 있도록 설계되었다.



(a) Initial exhaust duct configuration

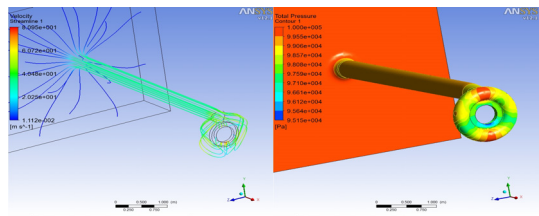


(b) Newly proposed exhaust duct configuration

Fig. 3 3D Modeling of exhaust duct using Catia

3.2 흡입구 및 배기덕트 유동해석

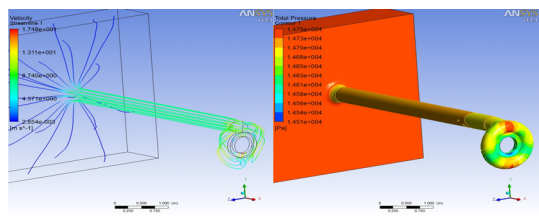
본 연구의 흡입구 및 배기덕트 해석은 실제 유동 현상에 가깝게 하기 위해 흡/배기구의 입구 및 출구에 넓은 공간을 준 Opening경계조건 (또는 far-field 조건)을 입구조건으로 설정하였다.[5] 흡입구 덕트 출구의 경계조건은 Outlet경계조건을 주어 엔진에서 공기를 빨아들이는 경계조건을 갖도록 모사하였고, 배기덕트 입구의 경계조건은 엔진에서 배출되는 가스유량 조건을 모사하였다. 또한 배기덕트 부분의 온도 분포를 살펴보기 위하여 Transient Thermal 프로그램을 이용하여 온도해석을 수행하였다. 시간은 3시간을 기준으로 해석을 수행하였다.[6][7]



(a) Flow stream lines

(b) Total pressure Distribution

Fig. 4 Flow analysis result of the inlet duct in Case 1



(a) Flow stream lines

(b) Total pressure Distribution

Fig. 5 Flow analysis result of the inlet duct in Case 4

Figure 4.5는 흡입구 덕트의 유동해석 결과로 지상 해면고도인 Case 1과 고고도 영역인 Case 4를 나타낸다. 각 조건에서의 유동흐름은 원활하나 전압력 손실은 고도가 높을수록 손실이 적음을 확인하였다. Table 3.은 흡입구 덕트의 전압력 손실 해석 결과이다.

Table 3 Total pressure losses(%) of inlet duct at various cases

	Total Pressure Loss(%)
Case 1	3.6
Case 2	3.2
Case 3	1.68
Case 4	1.22

Figure 6과 7은 초기 설계형상의 배기덕트로써 지상 해면고도인 Case 1과 고고도영역인 Case 4에 대한 해석결과로써 흡입구 덕트와 마찬가지로 유동흐름은 비교적 원활하나 두 덕트가 만나는 부분에서 약간의 정체가 일어남을 알 수 있다. 하지만, 전압력의 경우 손실이 매우커서 엔진 성능 손실에 큰 영향을 미칠 것으로 판단되어 새로운 짧은 형태의 배기덕트를 제안하였다.

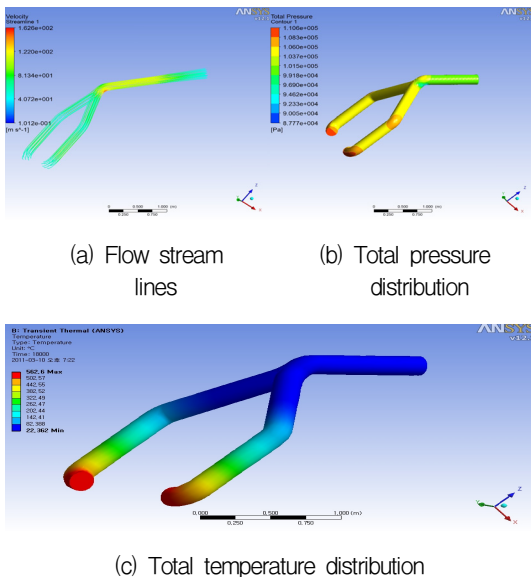


Fig. 6 Flow analysis result of the initial exhaust duct in Case 1

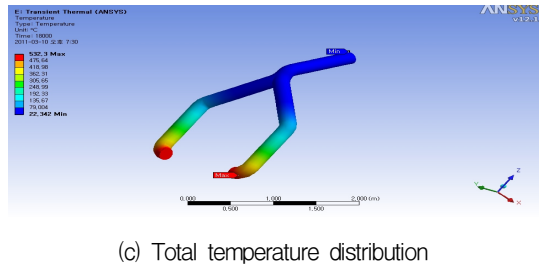
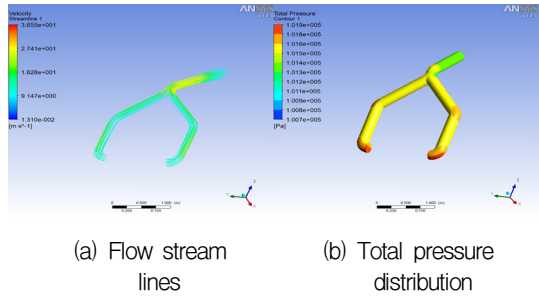


Fig. 7 Flow analysis result of the initial exhaust duct in Case 4

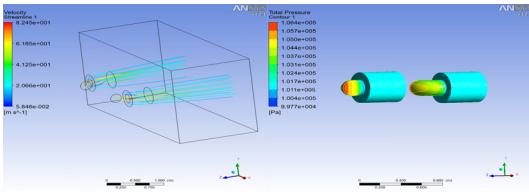
Table 4 Total pressure losses(%) of initial exhaust duct at various cases

	Total Pressure Loss(%)
Case 1	8.2
Case 2	5.9
Case 3	1.17
Case 4	0.69

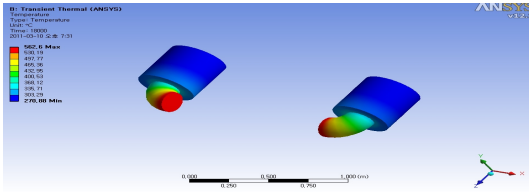
Table 4는 초기 설계된 배기덕트 형상의 압력 손실율을 나타낸 것으로 전압력손실이 전 영역에서 크므로 엔진성능에 영향을 미칠 것으로 판단되어 새로운 짧은 형태의 배기덕트를 제안하였다.

3.3 제안 형상 배기덕트 유동 및 전압력, 전온도 해석

제안 형상에 대한 해석은 앞에서와 같은 조건과 방법을 이용하였으나 형상의 변화에 따라 원형통의 배기구 부분을 뺀 나머지 표면에서 공기가 유입될 수 있도록 Opening 조건을 주어 해석을 수행하였다. Fig. 8과 9는 Case 1과 4의 조건일 때의 제안 형상 배기덕트 유동 및 전압력, 온도 해석결과이고, 표 5는 각 Case 별 압력손실율을 나타내었다.

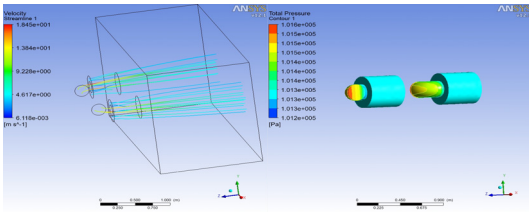


(a) Flow stream lines (b) Total pressure distribution

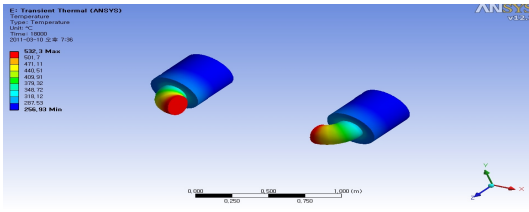


(c) Total temperature distribution

Fig. 8 Flow analysis result of the proposed exhaust duct in Case 1



(a) Flow stream lines (b) Total pressure distribution



(c) Total Temperature

Fig. 9 Flow analysis result of the proposed exhaust duct in Case 4

Table 5 Total pressure losses(%) of proposed exhaust duct at various cases

Case	Total Pressure Loss(%)
Case 1	4.4
Case 2	2.4
Case 3	0.39
Case 4	0.3

Figure 10은 초기형상과 제안형상의 배기덕트 압력 손실률을 나타낸 것으로 제안형상이 최적화되었다고 판단된다.

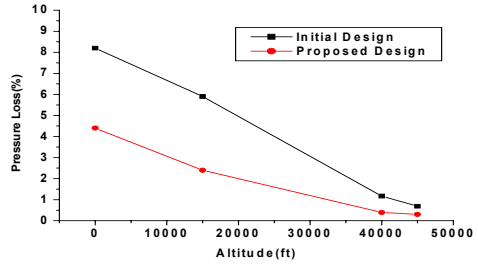


Fig. 10 Comparison of exhaust duct pressure losses between initial design and proposed design

4. 흡입구 및 배기덕트 손실을 고려한 엔진 성능해석

흡입구 및 배기덕트의 전압력 손실에 따라 엔진의 성능은 변화하므로 앞에서 구한 흡/배기구의 손실에 대한 엔진 성능 변화에 대한 해석을 본 연구팀이 선행연구를 통해 개발한 엔진성능 해석 프로그램을 이용하여 수행하였다.[8][9]

4.1 흡입구 덕트 손실에 따른 엔진 성능 해석

압력손실에 따른 엔진성능 해석은 엔진 주요 측정 파라미터인 P3(압축기 출구 압력), T7(배기덕트 입구온도), T8(배기덕트 출구온도), SFC(연료소모율), W_{gt} (동력터빈출력)을 나타내었다. 여기서 'No Loss Case'는 흡입구 덕트 비장착인 경우이고 'Loss Case'는 장착 경우를 나타낸다.

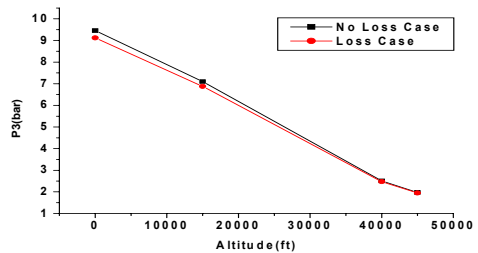


Fig. 11 P3 pressure changes due to inlet duct pressure losses

Figure 11은 엔진 내부 전압력 P3의 변화를 나타낸 것으로 흡입구 덕트의 손실에 따른 영향이 거의 없음을 알 수 있다.

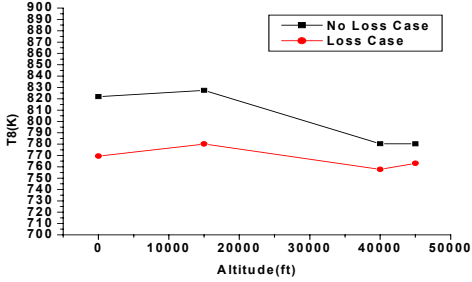


Fig. 12 T8 temperature changes due to inlet duct pressure losses

Figure 12는 엔진 내부의 전온도 T8로 고도가 증가하면 온도 역시 점차 감소함을 알 수 있다.

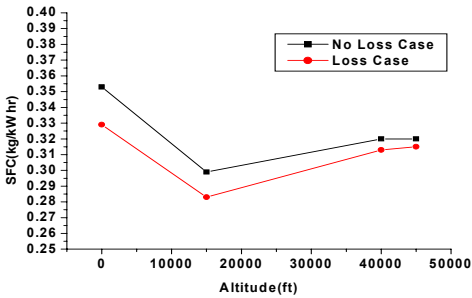


Fig. 13 SFC changes due to inlet duct pressure losses

Table 6 SFC change due to inlet duct pressure losses

Altitude (ft)	No Loss Case SFC (kg/kW hr)	Loss Case SFC (kg/kW hr)	Δ SFC (%)
0	0.353	0.329	-6.799
15,000	0.299	0.283	-5.351
40,000	0.320	0.313	-2.188
45,000	0.320	0.315	-1.563

Figure 13과 표 6을 통해 SFC(연료소모율)은 지상 및 저고도에서는 비교적 차이가 많이 나타나고 고고도에서 성능이 비장착상태나 장착상태가 거의 유사해짐을 알 수 있다.

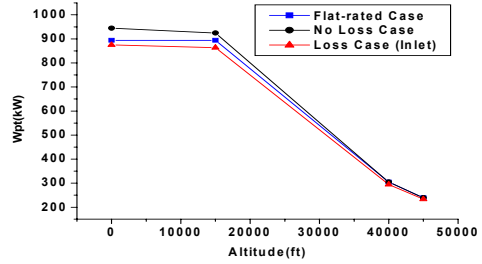


Fig. 14 Wpt changes due to inlet duct pressure losses

Table 7 W_{pt} changes due to inlet duct pressure losses

Altitude (ft)	Flat-rated Power (kW)	No Loss Power (kW)	Power with Inlet Duct Loss (kW)	Power Loss ΔW_{pt} (%) based on Flat-rated
0	894.0	944.330	874.780	- 2.150
15,000	894.0	924.475	863.645	-3.395
40,000	304.427	304.427	294.320	-3.320
45,000	239.394	239.394	233.322	-2.536

또한 Fig. 14와 표 7과 같이 주요 측정 파라미터인 동력터빈출력(Wpt)은 전반적인 엔진 성능 관찰시 흡입구 덕트 압력손실에 의해 손실이 비교적 적다고 판단되었다.

4.2 제안 형상 배기덕트 손실에 따른 엔진 성능 해석

배기덕트 손실에 따른 엔진 성능 해석은 초기 형상의 배기덕트 손실에 큼을 CFX로 확인하여 제안된 형상에 대해서만 해석을 실행하였다. 해석결과는 T7, 8(배기덕트 입·출구온도)과 이에 따른 동력터빈출력(Wpt) 변화를 나타내었다.

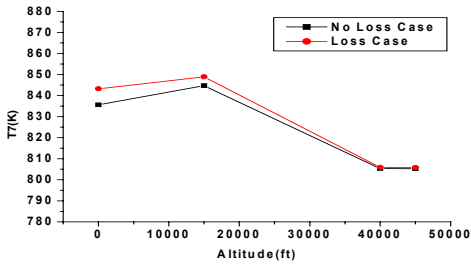


Fig. 15 T7 temperature changes due to exhaust duct pressure losses

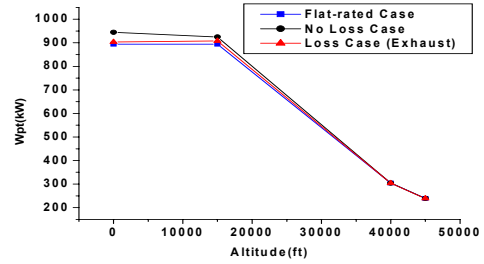


Fig. 18 Wpt pressure changes due to exhaust duct pressure losses

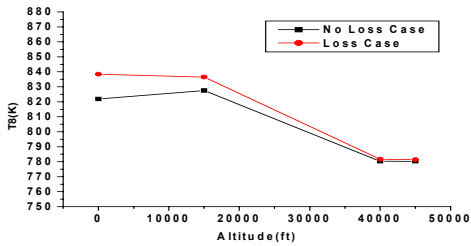


Fig. 16 T8 temperature changes due to exhaust duct pressure losses

Table 9 W_{pt} changes due to proposed exhaust duct pressure losses

Altitude (ft)	Flat-rated Power (kW)	No Loss Power (kW)	Power with Exhaust Duct Loss (kW)	Power Loss ΔW_{pt} (%) based on Flat-rated
0	894.000	944.330	903.100	1.007
15,000	894.000	924.475	907.800	1.544
40,000	304.427	304.427	303.600	-0.271
45,000	239.394	239.394	238.886	-0.212

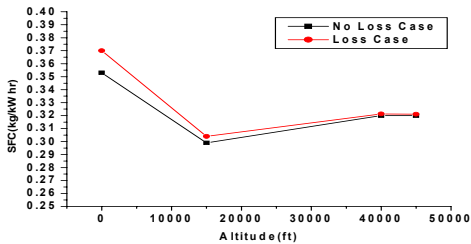


Fig. 17 SFC changes due to exhaust duct pressure losses

Table 8 SFC changes due to proposed exhaust duct pressure losses

Altitude (ft)	No Loss Case SFC (kg/kW hr)	Loss Case SFC (kg/kW hr)	Δ SFC (%)
0	0.353	0.370	4.816
15,000	0.299	0.304	1.672
40,000	0.320	0.321	0.406
45,000	0.320	0.321	0.343

제안된 배기덕트의 손실에 따른 엔진 주요 파라미터인 동력터빈출력이 흡입구 덕트 압력손실에 따른 출력 손실에 비해 그 영향이 매우 적음을 알 수 있다. 따라서 제안된 짧은 형상의 배기덕트가 최적화된 형상임을 검증하였다.

4.3 흡입구 및 배기덕트 손실을 모두 고려한 엔진 성능 해석

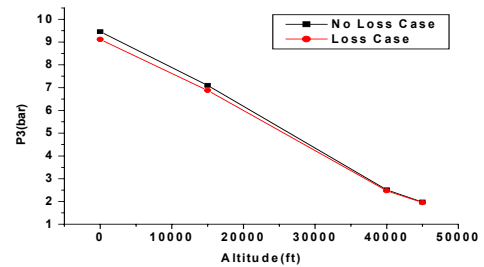


Fig. 19 P3 pressure changes due to inlet and proposed exhaust duct pressure losses

배기덕트의 형상의 제안하고 검증을 통하여 최적화된 흡입구 및 배기덕트의 손실을 모두 고려한 엔진 성능 해석을 수행하였다.

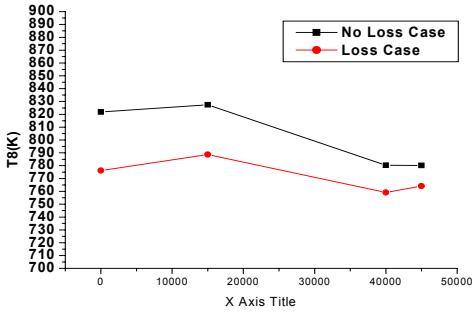


Fig. 20 T8 temperature changes due to inlet and modified exhaust duct pressure losses

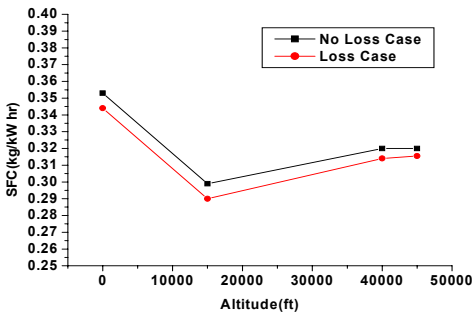


Fig. 21 SFC changes due to inlet and modified exhaust duct pressure losses

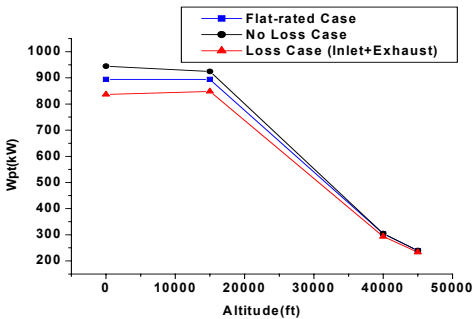


Fig. 22 Wpt changes due to inlet and modified exhaust duct pressure losses

Table 10 SFC changes due to inlet and modified exhaust duct pressure losses

Altitude (ft)	No Loss Case SFC (kg/kW hr)	Loss Case SFC (kg/kW hr)	ΔSFC (%)
0	0.353	0.344	-2.550
15,000	0.299	0.290	-3.010
40,000	0.320	0.314	-1.875
45,000	0.320	0.316	-1.250

Table 11 W_{pt} changes due to inlet and modified exhaust duct pressure losses

Altitude (ft)	Flat-rated Power (kW)	No Loss Power (kW)	Power with Inlet/Exhaust Duct Loss (kW)	Power Loss ΔW_{pt} (%) based on Flat-rated
0	894.000	944.330	836.655	-6.414
15,000	894.000	924.475	848.144	-5.130
40,000	304.427	304.427	293.510	-3.586
45,000	239.394	239.394	232.870	-2.725

엔진성능의 주요 파라미터인 동력터빈출력의 경우 흡/배기덕트 압력손실을 모두 고려한 경우 단독으로 적용한 경우보다 출력손실이 매우 크을 알 수 있다. 따라서 엔진성능을 전반적으로 관찰할 때 배기덕트 압력손실에 의한 동력터빈 출력 손실이 흡입구 덕트 압력손실에 비해 미비하므로 흡입구 덕트의 형상을 재설계하여야 할 것으로 판단된다.

5. 결 론

본 연구에서는 범용 고도시험설비 내에 터보프롭 엔진의 고고도 성능 시험을 위해 기존 고도시험설비와 엔진을 연결하는 엔진 흡입구 및 배기 덕트 형상에 대하여 전산유체역학(CFD) 기법을 이용하여 유동흐름 및 압력 손실 등을 계

산하여 설계된 형상에 대한 타당성을 확인하고 이들 흐름 및 압력손실이 엔진 성능에 미치는 영향에 대한 연구를 수행하였다.

흡입구 덕트 유동해석결과를 분석하면, 압력손실이 해면고도에서 3.6%, 45,000ft 고도에서 1.22% 손실이 있고 유동속도는 Mach No. 0.2 정도로 비교적 Smooth하게 엔진에 흡입되고 있으나 흡입구 덕트만의 압력 손실에 의해 엔진 동력터빈 출력은 Flat-rated 추력(1,200hp)을 기준으로 할 때 해면고도에서 2.15%까지 감소하며, 이에 배기 덕트 압력손실까지 도시에 고려하면 6.414%까지 감소되어 흡입구 덕트의 개조설계가 요구된다.

배기덕트의 경우 최초 설계된 형상의 압력손실이 해면고도에서 8.2%로 매우 크고 덕트 내부 유동도 원활하지 못해 초기 설계형상은 고도성능 시험에 이용하기 타당하지 못하다고 판단하여 본 연구팀에서는 짧은 'Stub' 형태의 배기덕트 형상을 제안하였다. 제안된 형상의 타당성을 확인하기 위해 덕트 유동해석을 재수행한 결과 압력손실이 해면고도에서 최대 4.4%이고 배기가스 배출도 원활하며 이 손실이 엔진 동력터빈에 미치는 영향은 해면고도에서는 거의 없고, 45,000ft에서는 0.212% 성능손실이 있으나 매우 적어 타당한 설계 형상임이 확인되었다.

따라서 엔진 성능을 전반적으로 관찰할 때 제안된 배기덕트의 경우 압력손실에 의한 영향이 적으므로 그대로 사용하여도 별 이상이 없어 보이나 흡입구 덕트 압력손실 영향은 상당히 크므로 압력손실을 줄이는 방향으로 개조 설계함이 바람직할 것으로 판단된다.

참 고 문 헌

1. Parikh, P. G., 1984, "New Concept for Exhaust Diffuser of Altitude Test Cells," Proceedings of AIAA 1984, AIAA-84-0634.
2. Omollo, G. O., and Kong, C. D., 2010, "CFD Analysis of Pressure Recovery in Supersonic Diffuser of a High Altitude Test Facility," Proceedings of AJCPP 2010, Miyazaki Japan.
3. Walsh, P. P., and Fletcher, P., 1998, "Gas Turbine Performance," Blackwell Science.
4. Kong, C. D., Kim, K. W., and Lim, S. M., 2010, "Development of GUI type On-line Condition Monitoring Program for a Turboprop Engine in High Altitude Operation Using Inverse Performance Model," Proceedings of APISAT 2010, Xian China.
5. 박철우, 홍철현 저, 'Ansys Workbench 왕초보탈출하기', (주) 태성에스엔이 FEA 사업부, 2008.
6. Omollo, G. O., and Kong, C. D., 2010, "Numerical Pressure Recovery Analysis of Ejector Duct in High Altitude Testing Facility," Proceedings of APISAT 2010, Xian China.
7. 박철우, 홍철현 저, 'Ansysbench를 이용한 구조 및 열 해석 기초', 인터비전, 2010.
8. 공창덕, 구영주, 고성희, 기자영, 차봉준, 유혁., "흡입구 손실을 고려한 헬리콥터 추진시스템의 장착 성능 해석 모델에 관한 연구", 한국추진공학회 춘계학술대회
9. 공창덕, 김건우, 김지현., "터보프롭 엔진의 GUI기반 온라인 상태감시 프로그램 개발," 한국항공우주학회 2010년 추계학술대회발표논문집(II) 2010. 11, pp. 1113~1117