50m급 비행선의 고고도 비행시험에서 추진시스템 특성

정용운* · 양수석** · 김동민***

Characteristics of Propulsion System at the High Altitude Flight Test of 50m-long Airship

Yongwun Jung* · Sooseok Yang** · Dongmin Kim***

ABSTRACT

The propulsion system of VIA-50A airship consists of engine, generator, inverter, motor and propeller. The motor and propeller was designed that can be tilted to 120° for thrust vector control. When the flight test was performed, various condition data of the airship were obtained by wireless telecommunication and analyzed in real-time. In this paper, we presented flight test results of propulsion system. Considering the designed requirement and normal range, we verified that all constituent part was operated in normal condition during the high altitude flight test.

초 록

50m 비행선 비아50A의 추진시스템은 크게 엔진과 발전기, 인버터, 모터와 프로펠러로 구성되어 있으며, 비행선의 양쪽에 장착된 모터와 프로펠러는 추력편향이 가능하도록 설계/제작하여 비행선의 수직 이착륙이 가능하도록 하였다. 3km 고도까지의 비행시험에서 무선통신을 이용하여 비행선의 상태 데이터를 실시간으로 분석하게 되는데, 본 논문에서는 이렇게 수집된 추진시스템의 상태 데이터를 분석하여 비아50A 추진시스템의 고고도 비행시험 결과에 대해서 정리하였다. 각 구성품의 정상 운용 범위를 고려할 때 추진시스템의 모든 데이터들은 안정적인 범위내에서 작동하였음을 확인할 수 있었다.

Key Words: Airship(비행선), Propulsion System(추진시스템), Flight Test(비행시험)

1. 서 론

비행선 추진 시스템은 비행선이 정점 체공할 수 있도록 필요한 추력을 제공하게 되며, 이착륙 시에도 추력방향제어 기능을 이용하여 이착륙에 소요되는 시간을 크게 줄이고 저속에서의 제어 특성을 높일 수 있도록 설계/제작이 되었다. 추진장치가 추력 편향 기능을 갖기 위해서는 기계적으로 정확하고 안전한 장치를 갖추어야 하며, 이에 따른 무게 증가는 최소화할 수 있어야 한다. 그밖에, 추진시스템은 가능한 체공시간을 늘리기 위해 경량, 고효율로, 모든 임무 고도에서 요구 추력 이상의 추력을 제공할 수 있도록 설

* 한국항공우주연구원 항공추진그룹
** 한국항공우주연구원 항공추진그룹
*** 한국항공우주연구원 비행선그룹
연락저자, E-mail: jyw@kari.re.kr

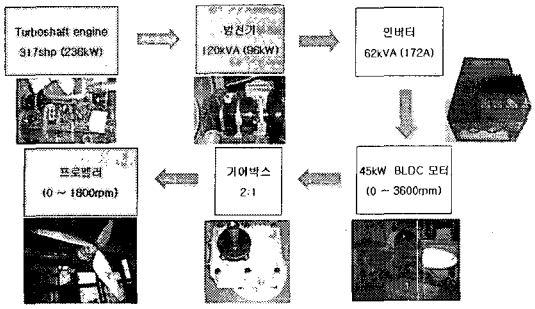

Fig. 1 Power transfer mechanism of propulsion system

계/제작 되었다.

비아50A의 추진시스템의 주전력의 전달메커니즘은 Fig. 1과 같다. 터보샤프트 엔진으로 발전기를 통하여 전력을 제공하고 이러한 전력은 인버터의 제어를 통하여 주 추력모터를 구동시키게 된다. 추력모터의 전단부에는 프로펠러와의 회전속도 매칭(matching)을 위하여 2:1 감속기어가 설치되어 있고 제일 끝단에 프로펠러가 장착되어 회전함으로써 추력을 발생시키게 된다.

이러한 추진시스템이 장착된 50m 비행선 비아50A의 3km고도까지의 제어/운용기술의 확인을 위하여 비행선의 고고도 비행시험이 Fig. 2에 표시된 전라남도 고흥에 위치한 항공센터에서 수행되었다. 본 논문에서는 3km 고도까지의 비행시험에서 측정된 추진시스템의 상태데이터를 검토하여 고고도 비행에서 추진시스템의 특성 변화에 대해서 알아보았다.

2. 비행시험 조건

안전한 행가 인/아웃을 하기 위하여 풍속이 최대 3m/s이하에서 비행시험을 수행하였으며 주중에 공역은 오전 7시부터 9시까지 그리고 오후 5시부터 7시까지의 시간에 받는 것이 가능하기 때문에 오전 7시부터 9시 사이에 비행시험을 수행하였다. 항공센터에서 측정한 평균 풍속 변화를 보면 하루 동안에 해뜨기 전후, 해지기 전후의 시간에서 풍속이 최소가 되기 때문에 바람의 속도를 고려해서라도 이 시간이 비행에 있어서 최상의 조건이 된다.

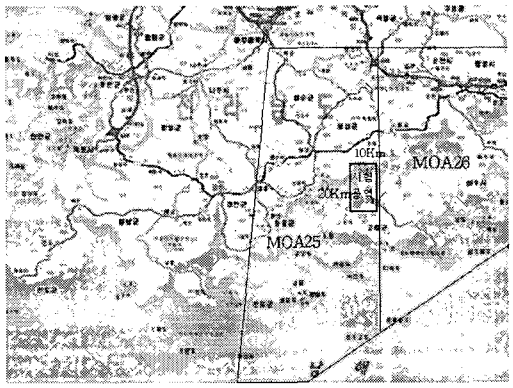

Fig. 3 Flight test location

비행시험 중에는 탑재 통신장비와 지상 통신장비와의 무선 통신을 통하여 64Byte 상태 데이터를 실시간으로 받게 된다. 이 값들을 통하여 관제실에서 시스템의 상태를 실시간으로 파악하게 되며 비행시험의 지속여부를 시험평가 총괄자에게 알려 위험 상황에서 비행이 진행되지 않도록 하였다. 위험상황에는 시스템의 상황뿐만 아니라 풍속의 변화의 크기, 날씨까지를 고려한 기상데이터를 포함한다. 이 절에서 도시된 데이터들은 이렇게 실시간으로 획득된 데이터를 정리한 결과이다.

고고도 상승시험의 비행패턴은 Fig. 3과 같다. 유선부양으로 이륙한 다음 고도 3km까지 상승한 후 착륙까지 걸리는 예상시간은 대략 100분 정도이다. 고도 1km부근에서 외부/내부 조종사의 조종권 이양이 이루어지고 고도 3km에서 정점체공 및 자동비행이 이루어지게 된다.

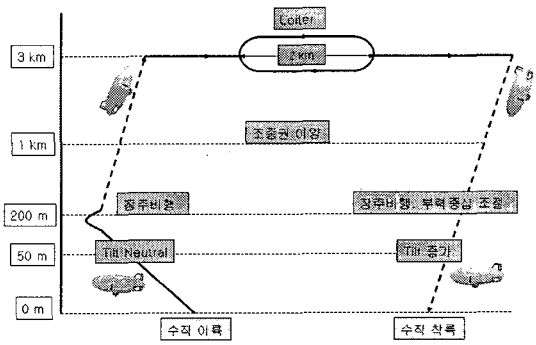

Fig. 2 Flight pattern of airship

Table 1. Flight condition of high altitude flight test

비행시작	7:39:36 AM	비행종료	9:10:13 AM	임무시간	1:30:37
이륙시간	7:56:07 AM	착륙시간	9:00:02 AM	비행시간	1:03:55
중량	280kgf	비행전연료량	81%	비행후연료량	38%
지상풍속	1.5m/s	시험고도풍속	10m/s	풍향	
최대비행고도	3,059m	운고		OAT	24oC

3. 고고도 비행시험

고고도 비행시험에서 비행조건 및 결과는 Table 1에 정리되어 있고 비행에 따른 비행선의 궤적은 Fig. 4에 나타나 있다. 오전 7시56분부터 비행을 시작하여 8시31분에 고도 3,059m까지 다다른 후 하강하여 9시에 착륙하였다.

비행시험시 프로펠러 RPM의 변화는 Fig. 5와 같다. 비행선은 110%의 토크 command에서 이륙을 하였고 이때 프로펠러의 RPM은 1600이었다. 상승중에는 90% command(150A)를 유지하며 최대고도까지 상승하였으며 이때 프로펠러의 RPM은 공기밀도가 줄어들어 저항이 감소함에 따라서 1550에서 1670까지 증가하였다. 인버터에 설정된 프로펠러 RPM에 대한 limit조건은 1870rpm까지는 정상적으로 작동하고, 그 이상에서는 전류를 줄여서 프로펠러의 속도를 줄이게 되고 2000rpm이상에서는 trip이 발생하도록 되어있기 때문에 고도 3km까지 밀도변화로 인하여 프로펠러 작동성에 발생할 수 있는 문제는 없는 것으로 판단된다.

Figure 6에는 비행시간에 따른 엔진 RPM(N1, N2)과 TOT, 그리고 Fuel pressure를 나타나있다. Gas producer rotor의 회전수(N1)는 51,120rpm일 때 100%이고 Power turbine rotor의 회전수(N2)는 35,000rpm일 때 100%로 정의되어 있다. Allison 250-C18 터보샤프트 엔진은 max. continuous조건에서 270HP(201kW)의 동력을 제공하기 때문에 현재 최대 110kW를 사용하는 비행선의 경우에 N1 rpm이 최대 92% 범위내에서 사용되는 것을 볼 수 있다. N1 rpm과 반대로 N2 rpm은 부하가 걸리면 감소하는 경향을 나타내는데, 무부하에서 98%의 rpm에서 110%부하에서 92%까지 감소하는 것을 볼 수 있

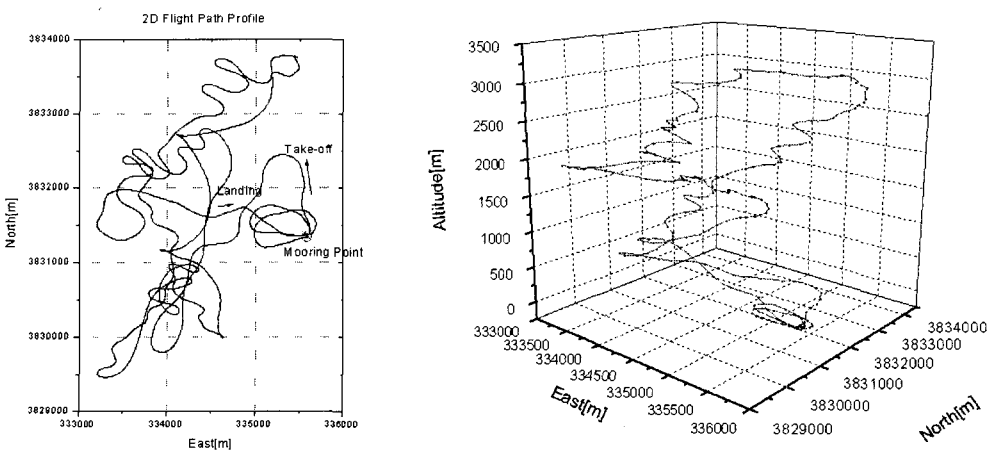

Fig. 4 Trajectory of airship in the high altitude flight test

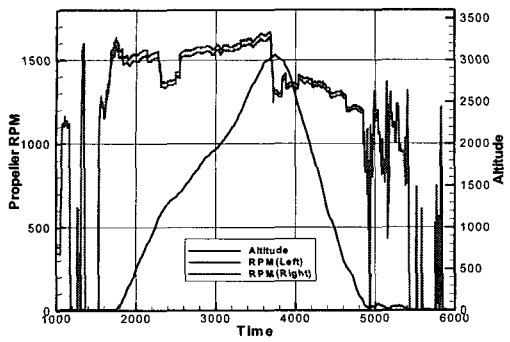

Fig. 5 비행시간에 따른 프로펠러 RPM 변화

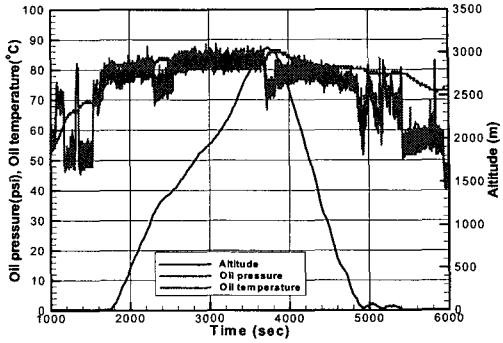

Fig. 7 Oil pressure, Oil temperature의 변화

다. Power turbine lever를 30%지점에 고정시켜서 변하지 못하게 하였기 때문에 부하에 따른 6% rpm 변화는 정상적인 변화로 판단된다. 고도가 증가할수록 공기밀도가 낮아지기 때문에 N2 rpm은 일정하더라도 N1 rpm은 90%에서 93%로 3%증가하게 된다. 하지만 엔진 메뉴얼에서 제시된 N1 rpm의 limit는 103%이기 때문에 이 정도의 변화는 고도 3km까지 엔진운용에 문제가 없다. 터빈 출구온도(TOT)는 N1 rpm의 경향을 따라가게 되는데 이번 비행시험에서는 최대고도에서 669°C까지 증가하였다. TOT limit값은 max. continuous조건에서 693°C이기 때문에 정상범위에서 작동하였다. Fuel pressure는 연료장치의 구성에 따라 달라지기 때문에 엔진사에서 제시하는 정상범위는 없으나 지상시험 결과 무부하시 10-20psi면 정상으로 판단된다. Fuel pressure는 연료라인이 막힐 경우에 정상상태에 비하여 많이 증가하며 연료라인이 샐 경우에 크게 떨어지게 된다.

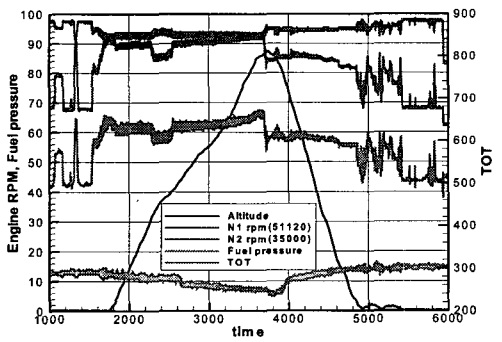

Fig. 6 엔진RPM, Fuel pressure, TOT의 변화

Figure 7에는 Oil pressure와 Oil temperature가 도시되어 있다. Oil pressure와 Oil temperature의 엔진사 매뉴얼에 제시된 limit값은 각각 50-130psi, 107°C이기 때문에 정상범위 안에 있음을 알 수 있다.

이 밖에도 인버터에 관련된 많은 상태데이터들도 비행시험 중에 실시간으로 관찰되며 모두 정상범위 내에서 운영됨을 확인하였다.

4. 결 론

고고도 비행 조건을 고려하여 설계/제작되어진 비행선 추진시스템을 통하여 50m 비행선 비아50A는 3km 고도까지 비행시험을 성공적으로 수행하였다. 추진시스템의 상태데이터는 무선통신을 이용하여 실시간으로 분석되었으며 비행시험 중에 정상 범위 내에서 안정적으로 작동됨을 확인하였다. 본 논문에서는 실시간으로 수집된 비행선 추진시스템의 비행시험 결과를 분석하여 정리하였다. 이러한 추진시스템의 설계/제작 결과와 비행시험 데이터는 향후 성층권 비행선의 개발뿐만 아니라 다른 무인비행체의 개발에도 큰 도움이 될 것으로 판단된다.