



Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2017.21.6.083>

## 복합형 로터항공기의 동력장치 성능해석 연구

조하나<sup>a</sup> · 최성만<sup>a,\*</sup> · 박경수<sup>b</sup> · 양계병<sup>b</sup>

### Performance Analysis of the Propulsion System for the Combined Rotorcraft

Hana Jo<sup>a</sup> · Seongman Choi<sup>a,\*</sup> · Kyungsu Park<sup>b</sup> · Gyaebung Yang<sup>b</sup>

<sup>a</sup>Aerospace Engineering Department, Chonbuk National University, Korea

<sup>b</sup>Agency for Defense Development, Korea

\*Corresponding author. E-mail: csman@jbnu.ac.kr

#### ABSTRACT

Performance analysis of the turboshaft engines for combined rotorcraft was executed. A tip jet and a ducted fan aircraft were selected for combined rotorcraft application. Gasturb 12 software was used for turboshaft engine performance analysis. In the results, maximum required power for the tip jet engine is about 1,600 hp class and maximum required power for the ducted fan engine is about 1,000 hp class at the required aircraft mission. This is due to the additional power of the auxiliary compressor to get a bleed air mass flow rate for the tip jet operation. At the same time, fuel consumption of the tip jet aircraft is 2.8 times larger than ducted fan case. Therefore ducted fan type aircraft is more efficient than tip jet aircraft in terms of fuel economy.

#### 초 록

복합형 로터항공기의 터보샤프트 엔진에 대한 성능해석을 수행하였다. 복합형 로터항공기의 개념으로 팁제트 방식과 덕티드팬 방식의 형태를 이용하였다. 터보샤프트엔진에 대한 성능해석은 Gasturb 12 소프트웨어를 이용하여 수행하였다. 팁제트 방식의 항공기는 주어진 임무조건에서 최대출력 약 1,600 hp 대가 요구되며, 덕티드팬은 설계점에서 약 1,000 hp 대의 출력이 요구된다. 이것은 팁제트의 경우 제자리비행 시 부가적인 보조압축기 구동이 필요하며, 동력장치에 높은 출력을 요구하고 있기 때문인 것으로 파악된다. 또한 연료소모량의 경우 팁제트 방식이 덕티드팬에 비해 약 2.8배정도 소모되어 연료 효율 측면에서 덕티드팬 방식의 항공기가 보다 우수한 특성이 있음을 알 수 있다.

Key Words: Combined Rotorcraft(복합형 로터항공기), Ducted-Fan Aircraft(덕티드팬 항공기), Tip-jet Aircraft(팁제트 항공기), Cycle Analysis(성능해석), Turboshaft Engine(터보샤프트 엔진)

Received 2 June 2017 / Revised 15 July 2017 / Accepted 22 July 2017

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

1. 서 론

복합형 로터항공기는 고정익 항공기와 회전익 항공기의 장점을 모두 가지고 있는 항공기로서 수직이착륙의 성능과 고속의 비행속도를 가지고 있는 항공기 형태의 하나이다. 고정익 항공기의 경우 고속운용이 가능하다는 장점을 가지고 있지만 이착륙을 위한 활주로가 필요하다는 공간적 제약을 가지게 된다. 그리고 회전익 항공기의 경우 수직 이착륙과 제자리 비행이 가능하지만 고정익 항공기에 비해 상대적으로 매우 느린 한계를 가지고 있다. 따라서 고정익과 회전익 항공기의 장점을 결합시킨 복합형 로터항공기에 대한 개념연구가 다양하게 검토되어져 왔다[1].

복합형 로터항공기를 구현하는 주요한 개념으로는 틱제트를 이용한 방식과 덕티드팬을 이용하는 방식으로 크게 나누어 볼 수 있다. 틱제트 항공기의 경우 엔진의 블리드 공기를 이용하거나 또는 엔진동력으로 보조압축기를 구동하여 생성되는 압축공기를 블레이드 내부통로로 이동시켜, 블레이드 끝단에서 분출토록 하여 회전력을 얻는 방식으로 분사가스의 공급방식에 따라 cold와 hot 사이클의 두 가지 형태로 구분된다. Fig. 1에 틱제트 항공기의 개념도가 제시되어 있다.

1950년대 영국에서 개발된 Percival P.74의 경

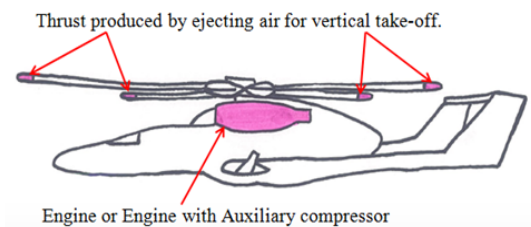


Fig. 1 Schematic of a tip jet aircraft.



Fig. 2 McDonnell XV-1[4].

우 750 hp의 엔진을 사용하였고, Fairey Jet Gyrodyne 의 경우 550 hp의 피스톤 엔진을 사용하였으나 둘 다 엔진추력의 부족으로 실패하였다. Fairey Rotordyne의 경우 40인승 항공기로 시험비행까지 성공하였으나 틱제트의 소음문제로 상업화에는 성공하지 못하였다[2-3]. 미국의 경우 McDonnell사에서 XV-1을 미국 공군과 육군의 공동연구로 개발하였으며 Fig. 2에 사진이 제시되어 있다. 326 km/h의 비행속도를 얻을 수 있으며, 동력장치로는 525 hp의 피스톤 엔진을 이용하였으나 기술의 복잡성과 비용 상승 등으로 개발에 실패하였다[4].

덕티드팬 항공기는 수직 이착륙 및 제자리 비행 시 주 엔진으로부터 동력을 전달받아 동체에 있는 덕티드팬을 구동하고, 빠른 순항속도를 얻기 위해 전방 또는 후방의 프로펠러 추력을 이용하여 비행하는 개념을 가지고 있다[5]. 덕티드팬 개념이 적용된 항공기의 개념도가 Fig. 3에 제시되어 있다[6]. 덕티드팬은 덕트안의 팬을 통해 추력을 발생하는 방식으로 프로펠러 팁 손실을 줄일 수 있고 소음이 저감된다는 장점을 가지고 있으나 순항 시 프로펠러에 비해 효율이 떨어지며 높은 받음각에서 항력이 크게 발생하는 단점을 가지고 있다.

최초의 덕티드팬 항공기는 Fig. 4에 제시된 Bell사의 X-22 항공기로 409 km/h비행속도를 가지며 1,267 hp 출력의 GE-YT58 터보샤프트 엔진을 이용하였다[7]. Doak VZ-4 항공기의 경우 840 hp의 Ayco Lycoming YT 53 터보샤프트 엔진이 이용되어 졌으며 최대 속도 370 km/h

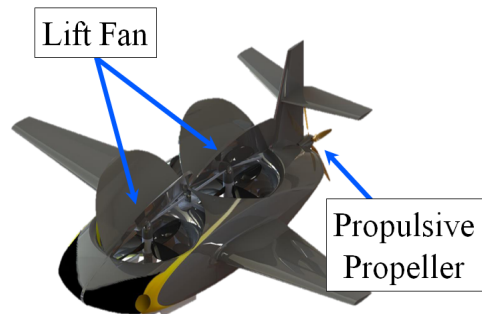


Fig. 3 Schematic of a ducted fan aircraft[6].



Fig. 4 Bell X-22[7].

를 얻을 수 있었지만 장치의 복잡성과 목표성능의 미달로 상용화에는 도달하지 못하였다[8].

이러한 복합형 로터항공기의 동력장치에 대한 개념설계 및 해석을 수행하기 위하여 본 연구에서는 틱제트와 덕티드팬의 두 개의 형태에 대한 동력장치의 성능해석을 수행하였다. 덕티드팬과 틱제트 항공기 엔진의 성능해석을 위해 본 연구에서는 Gasturb 12[9] 프로그램을 이용하여 개념설계를 진행하였다. Gasturb 12의 경우 사용 환경이 쉽고, 다양한 엔진모델 해석이 가능하며, 다양한 항공기 운용영역에서의 탈 설계점 계산이 가능하다는 특징을 가지고 있다[10-12]. 본 연구에서는 각 항공기에 적용되는 동력장치의 다양한 임무운용에서의 성능을 해석하고 비교분석을 수행하였다.

## 2. 덕티드팬 항공기 동력장치

### 2.1 덕티드팬 항공기 동력장치 개념설계

본 연구에서 검토하고 있는 덕티드팬 항공기는 덕티드팬을 이용하여 수직이착륙과 제자리 비행을 하고 양 옆의 날개와 후방 프로펠러를 통해 비행을 하는 복합형 로터항공기며, 임무를 수행하기 위해서 덕티드팬 항공기는 양력팬과 프로펠러로 각각 축 동력을 전달하여 작동된다. 따라서 엔진의 출력은 양력팬에서 요구되는 동력과 추진 프로펠러에서 필요로 하는 동력을 동시에 만족해야 한다.

Table 1. Ducted-fan aircraft engine power requirements.

	Lift fan thrust (%)	Prop. thrust (%)	Engine thrust (%)
Design (SLS, STD)	100	0	100
Hovering	49.3	0	49.3
Transition	17.3	65.7	83.0
Cruise	0	20.1	20.1

덕티드팬 항공기의 임무에 따른 동력장치의 요구조건을 Table 1에 나타내었다. 본 연구에서는 천이비행에서 최대 출력의 83%를 이용하도록 임무가 설정되어있다. 엔진 설계점은 약 17%의 여유를 고려하여 최대 출력을 1,000 hp 대로 설정하였고 이를 100% 출력으로 설정하여 성능해석을 진행하였다.

제시된 동력장치의 요구마력은 항공기 임무시에 양력팬과 추진프로펠러에서 요구되는 마력을 합하여 표시하여 나타냈다. 천이비행에서 항공기의 요구마력이 크게 나타나므로 이를 고려한 동력장치의 설계가 필요하다.

### 2.2 성능해석

본 연구에서 이용한 터보샤프트 엔진의 주요 구성품 재원이 Table 2에 제시되어 있으며, Fig. 5에 그 개념도가 제시되어 있다. 엔진은 지상정지(SLS, Sea Level Static) 표준온도조건(STD, Standard Day)에서 압축비 14.6, 터빈입구온도는 1,450 K, 공기유량은 2.5933 kg/s로 설정하였다. 또한, 엔진의 냉각 유량은 설정된 터빈입구온도인 1,450 K에 따라 결정하였으며, NGV (Nozzle Guide Vane) 냉각에 6% HPT (High Pressure Turbine) 냉각에 2% 그리고 LPT (Low Pressure Turbine) 냉각에 1%를 이용하였다.

### 2.3 성능해석 결과

덕티드팬 항공기의 운용조건에 대한 해석을 수행하기 위해서 탈 설계점 해석을 수행하였다.

Table 2. Ducted fan engine basic component performance data.

Item	Quantity	Unit
Inlet Corrected Flow	2.5933	kg/s
Pressure Ratio	14.6	
Burner Exit Temperature	1,450	K
Burner Design Efficiency	0.996	
Burner Pressure Ratio	0.94	
Isentropic Comp. Efficiency	0.84	
Isentropic HPT Efficiency	0.88	
HP Spool Mechanical Efficiency	0.99	
LP Spool Mechanical Efficiency	0.98	
Isentropic PT Efficiency	0.88	
PT Spool Speed	20,000	RPM
Fuel Heating Value	43.124	MJ/kg
Power Offtake	30	kW

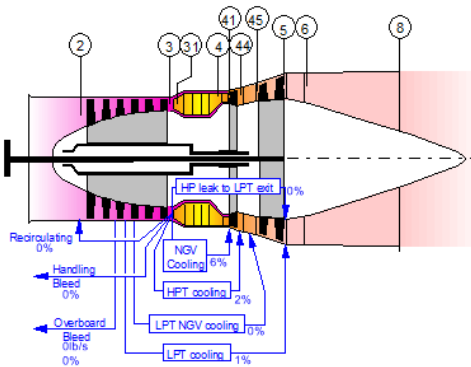


Fig. 5 Schematic of a two spool turboshaft engine at ducted fan aircraft.

압축기 및 터빈의 경우 본 연구에서는 Gasturb에서 제공하는 표준맵을 스케일하여 사용하였다. 덕티드팬 항공기에 대한 탈설계점 성능해석 결과가 Table 3에 제시되어 있다. 엔진의 출력이 100%인 설계점의 경우 비추력 연료 소모량 (TSFC, Thrust Specific Fuel Consumption)이 0.2758 kg/kW-h 이며, 천이비행의 경우 0.2870

Table 3. The results of engine cycle analysis.

	Engine thrust (%)	Fuel (kg/s)	TSFC (kg/kW-h)
Design point (SLS, STD)	100	0.0514	0.2758
Hovering	49.3	0.0316	0.3436
Transition point	83.0	0.0444	0.2870
Cruise	20.1	0.0209	0.5573

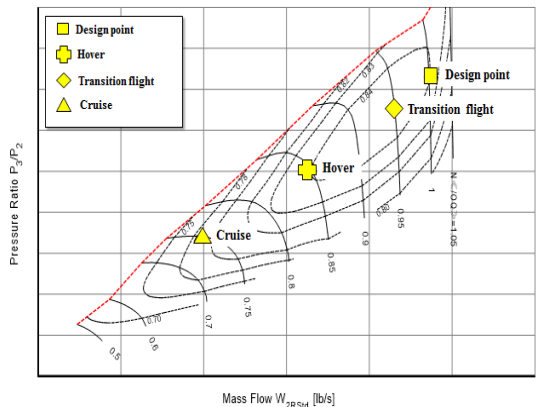


Fig. 6 Engine mission point in the compressor map.

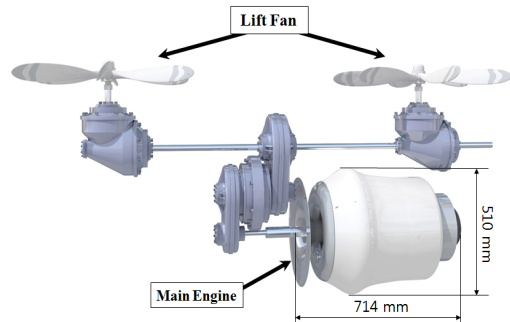


Fig. 7 Schematic of ducted fan propulsion system with lift fan.

kg/kW-h, 순항비행의 경우 0.5573 kg/kW-h로 계산되어졌다.

가장 사용시간이 많은 순항비행의 경우 TSFC가 0.5573 kg/kW-h로 설계점보다 약 2배의 비추력 연료소모량을 가지고 있다. 이것은 수직이착륙과 순항 시의 추진을 하나의 엔진으로 수행하기 때문에 나타나는 현상으로 파악된다. Fig. 6의 압축기 작동선도에서 각 임무조건에서의 작동점에서 엔진 작동상태를 확인 할 수 있다. 순항비행의 경우 압축기 회전수가 약 75% 정도이며, 이때 압축기 효율은 약 78% 정도로 낮은 값을 가진다.

터티드팬 항공기에 적용할 수 있는 동력장치의 성능해석결과 Gasturb에서 산출된 1차원 형상제원을 이용하여 엔진의 대략적인 크기 및 이에 적용할 수 있는 기어박스 및 양력팬에 대한 개념도를 Fig. 7에 제시하였다. Gasturb 프로그램은 성능해석에서 얻은 엔진 주요위치에서의 가스유량, 온도, 압력 및 속도를 이용하여 유로의 면적 및 직경 등을 도출할 수 있다[9]. 1차원 유로형상을 터보샤프트 엔진 전방으로 기어박스를 설치하고, 연결 축을 통하여 양력팬으로 출력을 전달할 수 있는 시스템의 일례를 보여주고 있으며, 순항 시의 추력전달은 엔진 전방 또는 후방축을 연장하여 동력을 전달하는 개념이 가능하다.

### 3. 틱제트 항공기 동력장치

#### 3.1 틱제트 항공기 동력장치 개념설계

틱제트 항공기는 엔진의 블리드 공기를 로터 블레이드 내부 통로로 이동시키고 블레이드 끝단으로 분출시켜 로터의 회전력을 얻어 구동하는 방식이다. 이 때, 블리드 되는 공기의 공급방식에 따라서 Fig. 8과 같이 엔진 압축기에서 블리드 된 공기를 사용하는 cold 방식과, 엔진 배기가스를 직접 블레이드로 이송하여 블레이드 고온의 제트를 분출하는 hot 방식으로 나눌 수 있다.

Cold 방식의 경우에 주 엔진에서 블리드를 사용하는 경우와 보조 압축기를 사용할 경우로 나눌 수 있다. 주 엔진에서 블리드를 사용하는 경

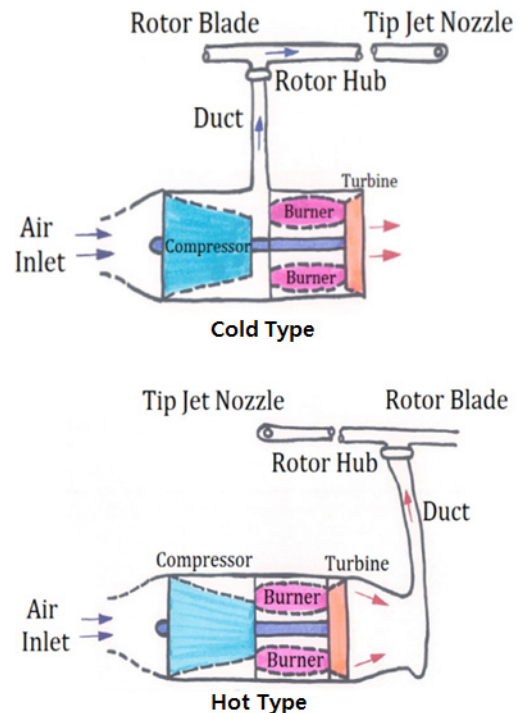


Fig. 8 Concept drawing of the cold and hot type tip jet propulsion system.

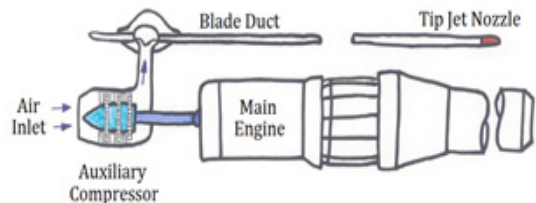


Fig. 9 Tip jet engine with auxiliary compressor.

우의 경우 블리드의 양에 제한이 있게 되므로 현실적으로 틱제트 항공기에 적용하기는 어렵다.

Hot 방식의 경우 고온의 배기가스에 견딜 수 있는 배관 시스템의 내구성 문제로 적용에는 상당한 어려움이 따른다. 따라서 본 연구에서는 보조 압축기를 사용하여 블리드 공기를 생성하는 cold 방식을 사용하여 성능해석을 진행하였다. Fig. 9에 주 엔진으로부터 축 동력을 이용하여 보조 압축기를 구동하고, 보조압축기에서 압축된 공기를 사용하여 블레이드를 구동하는 개념도를 나타내었다.

팁제트 항공기는 제자리 비행과 순항비행의 임무를 가지고 있으며, 제자리 비행 시 보조 압축기로 공기를 뽑아내어 로터 블레이드를 회전시키고 순항비행에는 추마력을 발생시켜 후방의 프로펠러를 구동시킨다.

### 3.2 성능해석

팁제트 항공기가 제자리 비행 시 보조 압축기를 통해 압축공기를 얻게 되는데 이 때, 가장 큰 출력이 요구되기 때문에 팁제트 항공기 엔진의 설계점은 제자리 비행 으로 선정하였다. 팁제트 항공기에 사용되는 엔진의 주요 구성품의 제원이 Table 4에 제시되어 있다. 설계점에서 압축비 14.6, 터빈입구온도 1,450 K 그리고 공기유량 4.362 kg/s로 설정하였다. 덕티드 팬에 비하여 공기유량이 1.68배 정도 큰 것은 팁제트 방식의 효율이 낮아 요구되는 엔진의 출력이 약 1.6배 크기 때문이다. 또한, 엔진의 냉각 유량은 설정된 터빈입구온도인 1,450 K에 따라 결정하였으며, NGV 냉각에 6% HPT 냉각에 2% 그리고 LPT 냉각에 1%를 이용하였다. 팁제트 항공기에 사용된 터보샤프트 엔진의 개념도는 Fig. 5에 제시되어 있다.

### 3.3 성능해석 결과

팁제트 항공기에서 제자리 비행과 순항비행시의 성능해석 결과가 Table 5에 제시되어 있다. 설계점에서 TSFC 0.2707 kg/kW-h, 연료소모량 0.0882 kg/s로 계산되어졌다. 순항비행의 경우 TSFC 0.5469 kg/kW-h, 연료소모량은 0.0290 kg/s로 계산되어 설계점 대비 약 2배 정도의 연료소모율을 가지고 있음을 알 수 있다.

팁제트 항공기에 적용할 수 있는 동력장치의 성능해석결과 Gasturb에서 산출된 1차원 형상제원을 얻을 수 있으며, 이를 형상화하여 Fig. 10에 그 개념도를 제시하였다. 팁제트 항공기에서는 터보샤프트 엔진을 통해 보조 압축기를 구동시키며, 보조 압축기에서 산출된 압축공기를 팁제트 항공기의 로터로 이송하여 분출되는 제트의 추진력으로 로터를 회전시키게 된다.

Table 4. Tip jet engine component performance data.

Item	Quantity	Unit
Inlet Corrected Flow	4.3617	kg/s
Pressure Ratio	14.6	
Burner Exit Temperature	1,450	K
Burner Design Efficiency	0.996	
Burner Pressure Ratio	0.94	
Isentropic Comp. Efficiency	0.84	
Isentropic HPT Efficiency	0.88	
Isentropic PT Efficiency	0.88	
HP Spool Mechanical Efficiency	0.99	
LP Spool Mechanical Efficiency	0.98	
PT Spool Speed	20,000	RPM
Fuel Heating Value	43.124	MJ/kg
Power Offtake	30	kW

Table 5. The results of tip-jet engine cycle analysis.

	Engine thrust (%)	Fuel (kg/s)	TSFC (kg/kW-h)
Hovering	100	0.0882	0.2707
Cruise	16.3	0.0290	0.5469

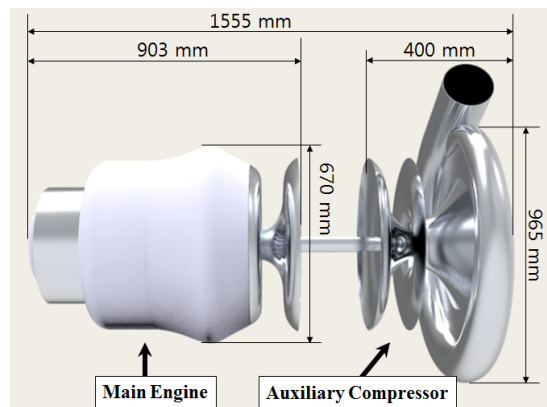


Fig. 10 Schematics of the tip jet engine with auxiliary compressor.

## 4. 성능 비교분석

복합형 로터항공기에 적용 가능한 두 개의 형태인 덕티드팬과 팁제트 방식의 동력장치에 대한 성능해석을 수행하였으며, 두 가지 형태에 대한 동력장치의 성능을 비교 분석하여 실현가능한 동력장치의 형태를 검토하였다. 두 가지 항공기의 동력발생장치로는 2축 터보샤프트 엔진을 이용하였다. 제자리 비행과 순항비행에 대한 엔진 성능의 비교분석 결과가 Table 6에 제시되어 있다. 제자리 비행 시 팁제트 항공기 엔진의 경우 다량의 고온 고압공기를 블레이드로 이송하여, 이송된 공기를 블레이드 끝단에서 팁제트 형식으로 분사하여 운동에너지를 얻게 된다. 이를 위하여 엔진 축과 연결된 보조 압축기를 구동하여야 하며, 팁제트 시스템의 효율은 보조압축기의 효율, 덕트의 압력손실 및 팁제트 분사손실 등으로 엔진출력의 30~40% 정도로 알려져 있다 [13]. 따라서 제자리 비행시의 팁제트 항공기 엔진 출력을 약 1,600 hp로 설정하였다. 이는 덕티드팬에서 요구되는 추력보다 크며, 연료사용도 약 2.8배 많이 소모하고 있음을 알 수 있다. 순항비행시의 연료소모량은 팁제트의 경우가 약 1.39배 정도 많은 값을 가지고 있음을 볼 수 있다.

Table 6. Ducted fan and tip jet engine mission performance.

		Engine thrust (%)	Fuel (kg/s)	TSFC (kg/kW-h)
Hovering	Ducted Fan	49.3	0.0316	0.3436
	Tip Jet	100	0.0882	0.2707
Cruise	Ducted Fan	20.1	0.0209	0.5573
	Tip Jet	16.3	0.0290	0.5469

## 5. 결 론

두 개의 복합형 로터항공기 형태인 팁제트 방식과 덕티드 팬 방식의 항공기에 적용 가능한 터보샤프트 엔진에 대한 성능해석을 수행하고 비교평가를 수행하였다. 팁제트의 경우 제자리 비행 시 연료소모량은 팁제트 방식이 약 2.8배 많이 소모되어 효율적인 측면에서 덕티드팬 방식의 항공기가 복합형 헬리콥터로 보다 우수한 특성이 있음을 알 수 있었다. 그러나 덕티드팬 동력장치의 경우 순항비행에서의 TSFC가 설계 점보다 약 1.62배 정도 높게 나타나 이를 보완할 수 있는 비행개념의 연구가 필요하다고 판단된다.

## 후 기

본 연구는 국방과학연구소의 무인 복합형 헬기동력장치(엔진 및 동력전달장치) 기술분석(자료수집포함) 과제로 수행되었습니다.

## References

1. Chen, Z.J., Chung, Y.K. and Lee, J.W., "The Concept of Compound Aircraft and the Development Trend and Future Projects," *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 2015 Spring Conference*, Jeju, Korea, pp. 497-500, Nov. 2015.
2. Winchester, J., *The World's Worst Aircraft*, Barnes & Noble, New York, N.Y., U.S.A., 2005.
3. Charnov, Bruce, H., *The Fairey Rotodyne : An Idea Whose Time Has Come - Again*, Praeger, Santa Barbara, C.A., U.S.A., 2003.
4. Harris, F.D., "An Overview of Autogyros and the McDonnell XV-1 Convertiplane," NASA CR-2003-212799, 2003.

5. Jo, H.N., Choi, S.M., Bak, K.S. and Yang, K.B., "Engine Cycle Analysis of the Combined Rotorcraft," *The Korean Society of Propulsion Engineers 2016 Fall Conference*, Kangwon-do, Korea, pp. 329-333, Dec. 2016.
6. George, J. and Faehan, G., "The Emperor UAV," 31th Annual American Helicopter Society Student Design, pp. 1-20, 2014.
7. Dennis, R.J., Tony, L. and Jay, M., "American X-Vehicles : An Inventory," *Monographs in Aerospace History*, No. 31, pp. 29, 2003.
8. Harding, S., *U.S Army Aircraft Since 1947*, Schiffer, Atglen, P.A., U.S.A., 2006.
9. "Gasturb 12 Manual," World Wide Web location <http://www.gasturb.de>, 2012.
10. Choi, S.M., Myong, R.S. and Kim, W.C., "Conceptual Study of an Exhaust Nozzle of an Afterburning Turbofan Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 18, No. 3, pp. 62-69, 2014.
11. Kurzke, J., "Model Based Gas Turbine Parameter Corrections," *Proceeding of 2003 ASME Turbo Expo*, Atlanta, G.A., U.S.A., GT2003-38234, Jun. 2003.
12. Kurzke, J., "Modeling the Thrust Management of Commercial Airlines," *International Symposium on Air Breathing Engine 2013*, Busan, Korea, ISABE-2013-1430, Sep. 2013.
13. Liberatore, E.K., "Cold-Cycle Pressure-Jet Helicopter," *Vertiflite*, Vol. 37, No. 6, pp. 82-94, 1991.