

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(6), 452-463(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.6.452

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

Tip-jet gyroplane 개념설계 기법 개발 및 사이징

이동욱*, 임대진*, 이관중**

Development of Conceptual Design Methodology and Initial Sizing for Tip-Jet Gyroplane

Donguk Lee*, Daejin Lim* and Kwanjung Yee**

Depart. of Mechanical and Aerospace Engineering, Seoul National University,
Seoul 08826, Republic of Korea**

ABSTRACT

Tip-jet gyroplane is a type of compound helicopter that employs the tip-jet system to rotate the rotor by a reaction force from the gas jetted at the rotor tips in hovering. In forward flight, tip-jet gyroplane converts into a form of a gyroplane. Therefore, it is necessary to develop a new conceptual design method to consider three flight modes: tip-jet mode, gyroplane mode, and transient mode. This study developed the numerical code of conceptual design methodology that can consider three flight modes. The developed code was validated against the available experiment data. Based on the developed code, initial sizing of tip-jet gyroplane was performed for two mission profiles including high speed forward flight of 150knots with a mission range of 300km or 400km. Subsequently, the configuration and performance of the 3,000lb tip-jet gyroplane were analyzed.

초 록

Tip-jet gyroplane은 제자리 비행 시 tip-jet의 반발력을 이용하여 로터의 회전력을 얻고, 전진 비행 시 오토자이로 형태로 비행하는 복합형 회전익기의 한 종류이다. Tip-jet gyroplane의 적절한 성능해석과 개념 설계 단계의 사이징을 수행하기 위해서는 tip-jet 모드, gyroplane 모드, transient 모드를 모두 고려할 수 있는 설계 및 해석 기법이 필요하다. 본 연구에서는 이 세 가지 비행 모드 성능해석과 기체 사이징을 수행할 수 있는 코드를 개발하였다. 해석 기법은 tip-jet gyroplane 비행 모드를 이루고 있는 해석 코드 별로 각각 실험값과 비교 검증되었다. 개발된 코드를 이용하여 300km 혹은 400km의 임무 운용반경에서 150knots의 고속 비행을 수행하는 2가지 임무형상에 대해 초기사이징을 수행하였고, 초기 사이징 결과로 설계된 3,000lb 급 tip-jet gyroplane의 형상 및 성능을 분석하였다.

Key Words : Tip-Jet Gyroplane(팁제트 자이로플레인), Tip-Jet Rotor(팁제트 로터), Comound Gyroplane(복합 자이로 플레인), Conceptual Design(개념 설계)

Nomenclature

A	=	Disk area (ft ²)	P_t	=	Total pressure (lb/ft ²)
A_N	=	Nozzle exit area (ft ²)	PR	=	Pressure ratio of the auxiliary compressor
AR	=	Aspect ratio	q_∞	=	Dynamic pressure (lb/ft ²)
A_n/A_6	=	Nozzle contraction ratio	R_r	=	Rotor Radius (ft)
b_w	=	Wing span (ft)	R_{gas}	=	Gas constant (ft·lb/(slug·°R))
C_d	=	Drag coefficient (2-D)	Re	=	Reynold's number
C_D	=	Drag coefficient (3-D)	RPM	=	Rotor RPM
C_{D_v}	=	Vertical drag coefficient	r	=	Radial position of the blade element
C'_{L_α}	=	Slope of lift curve (2-D)	S	=	Wing area (ft ²)
C_{L_α}	=	Slope of lift curve (3-D)	T	=	Ambient static temperature (°R)
C_T	=	Thrust coefficient	T_r	=	Rotor thrust (lb)
c_r	=	Rotor chord (ft)	T_{exit}	=	Static Temperature at the nozzle exit (°R)
c_w	=	Wing chord (ft)	t	=	Duct thickness (ft)
D_r	=	Flight path plane drag force by the rotor (lb)	v_i	=	Induced velocity (ft/s)
D_p	=	Flight path plane drag force by the airframe (lb)	V_∞	=	Freestream velocity (ft/s)
D_v	=	Vertical drag (lb)	V_{jet}	=	Jet velocity (ft/s)
D_w	=	Flight path plane drag force by the wing (lb)	α_{fuse}	=	Fuselage angle (rad)
d	=	Duct diameter (ft)	α_{tilt}	=	Tilt angle (rad)
e	=	Span efficiency factor	γ	=	Ratio of specific heats
F	=	Prandtl's tip-loss function	ϵ	=	Surface roughness (ft)
F_N	=	Reaction force at a blade tip (lb)	θ	=	Sectional angle of attack (rad)
f	=	Darcy friction coefficient	θ_0	=	Collective pitch angle (rad)
f_e	=	Equivalent flat plate area (ft ²)	θ_{tw}	=	Twist angle (rad)
GW	=	Gross weight (lb)	Λ_w	=	Sweep back angle (rad)
H_r	=	Rotor Drag (lb)	λ	=	Inflow velocity ratio
K	=	Loss coefficient	λ_c	=	Climbing velocity ratio
L_w	=	Lift force by the wing (lb)	λ_w	=	Taper ratio of a wing
\dot{m}	=	mass flow (lb/s)	ρ	=	Density (slug/ft ³)
M	=	Mach number	σ	=	Solidity
N	=	Lift sharing factor	Ω	=	Angular velocity (rad/s)
N_b	=	Number of blades			
P	=	Static pressure (lb/ft ²)			
P_0	=	Profile power (lb·ft/s)			
P_∞	=	Ambient pressure (lb/ft ²)			
P_{avail}	=	Available power (lb·ft/s)			
P_{co}	=	Coriolis power (lb·ft/s)			
P_N	=	Static pressure at nozzle exit (lb/ft ²)			
P_{F_N}	=	Tip-jet power (lb·ft/s)			
P_i	=	Induced power (lb·ft/s)			
P_{req}	=	Required power (lb·ft/s)			

I. 서 론

헬리콥터는 전진 비행, 제자리비행 그리고 수직 이착륙이 가능하기 때문에 다양한 임무를 유연하게 수행할 수 있다. 그러나 회전익기는 로터에서 발생하는 압축성 효과와 동적 실속 현상에 의해 고속 전진 비행 조건에 제한된다. 따라서 수직 이착륙, 제자리 비행이 가능한 회전익기의 장점을 유지하면서 고속 전진 비행을 할 수 있는 신개념 회전익기 연구의 필요성이 증대되고 있다.

최근 주목을 받고 있는 신개념 회전익기 중 tip-jet gyroplane은 축 회전 로터가 아닌 tip-jet



Fig. 1. Tip-Jet Gyroplane (Fairey-Rotodyne)

로터를 사용하며, 날개 및 보조 프로펠러를 이용한다(Fig. 1). 로터 끝단 노즐에서 분사되는 가스의 반발력으로 로터를 회전시켜 제자리 및 상승/하강 비행을 하고, 전진 비행 시 오토자이로 형태로 비행한다. Tip-jet 시스템에 의해 발생하는 켓 소음과 전진 비행 시 감속되는 로터에 의한 진동이 tip-jet gyroplane의 단점이라 할 수 있다. 그러나 이러한 단점이 있음에도 불구하고, tip-jet gyroplane은 고속 비행에서 일반적인 헬리콥터가 갖는 한계를 극복할 수 있는 특징이 있다. Tip-jet gyroplane은 제자리 및 상승/하강 비행 시 반토크가 발생하지 않기 때문에 꼬리 로터 및 변속기가 필요 없다는 장점을 가진다. 또한, 전진 비행 시 날개 및 프로펠러가 비행에 필요한 양력 및 추력을 분담하기 때문에 로터에서 발생하는 압축성효과 및 동적 실속을 최소화할 수 있다. 이러한 장점으로 인하여 tip-jet gyroplane에 대한 연구는 지속적으로 되고 있다.

Tip-jet gyroplane은 1950년대 초에 Fairey사의 Gyrodyne에 처음 아이디어가 적용되었으며, 최근에는 DARPA에서 tip-jet gyroplane 형태의 'Heliplane' 연구가 수행되었다. Tip-jet gyroplane에 관한 이전 연구로는 Harris[1]의 XV-1 오토자이로 해석, Park[2]의 텡체트 로터 설계 및 실험, Vul[3]의 tip-jet gyroplane 설계 및 최적화 연구가 존재하지만 덕트 내부 유동의 압력 손실이나 천이비행에 대한 고려가 부족하다.

따라서 본 연구는 기존 연구에서 덕트 내부 유동의 압력손실과 천이비행을 고려하지 않은 설계에 대한 한계를 보완하기 위한 노력의 일환으로 수행되었다. 덕트 내 마찰에 의한 전단력이 고려된 Fanno line 이론을 적용하였고, 굴절 덕트의 부차적 손실을 고려하기 위해 손실계수를 이용하였다. 또한 tip-jet gyroplane의 천이비행에 대한 정의와 비행 방법에 대해 제시하였고, 이를 이용하여 임무 해석을 수행하였다. 본 연구를 통하여 덕트 유동의 압력손실을 고려한 tip-jet 시스템 해석을 할 수 있으며, 천이비행을 고려한 tip-jet gyroplane 설계를 통해 기존의 연구보다 정확하고 다양한 임무형상을 수행할 수 있다.

본 연구는 덕트 유동, 로터 성능, 날개 성능 해석코드를 연결하여 3가지 비행모드인 ① Tip-jet mode, ② Gyroplane mode, ③ Transient mode를 구성하고 이를 결합한 새로운 tip-jet gyroplane 개념설계 기법을 제시하였다. 제시된 설계기법은 운용모듈별로 검증하여 신뢰도를 보였고, 마지막으로 300km 혹은 400km의 임무 운용환경에서 150knots의 고속 비행을 수행하는 2가지 임무형상에 대해 초기사이징을 수행하였다. 초기사이징 결과로 설계된 3,000lb 급 tip-jet gyroplane의 형상 및 성능에 대해 분석하였다.

II. 본 론

2.1 Tip-jet gyroplane 개념

Tip-jet gyroplane은 로터와 날개로 양력을 내는 복합형 회전익기이다. 로터 끝단 노즐에서 분사되는 가스의 반발력으로 회전력을 얻기 때문에 변속기와 꼬리로터가 불필요하여 내부시스템이 단순하다는 장점이 있다. 본 연구에서 다루는 tip-jet gyroplane의 비행 모드는 Table 1과 같이 3가지로 구분된다. 제자리 및 상승/하강 비행 시에는 로터 끝단의 가변노즐을 사용하여 로터의 회전속도를 조절한다. 전진비행 시에는 tip-jet 시스템을 이용하지 않고 전진방향의 유입류를 이용하는 오토자이로 형태로 비행한다. 이때 로터 샤프트 축을 기울여서 깃 끝 경로면(Tip path plane)과 로터의 회전속도를 조절하며, 개략적인 모습은 Fig. 2와 같다. 제자리비행에서 전진비행으로 바뀌는 천이비행 시에는 tip-jet 시스템을 이용하여 비행한다.

Table 1. Flight Mode of Tip-Jet Gyroplane

Flight mode	Flight condition	Lift generation
Tip-jet	Hover, Axial	Tip-driven rotor
Gyroplane	Cruise	Autogyro, wing
Transient	Transient-level Transient-axial	Tip-driven rotor, wing

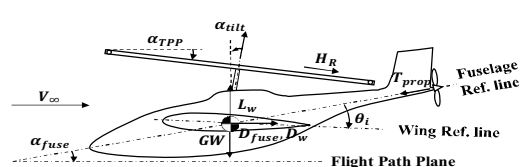


Fig. 2. Forces Acting at the Gyroplane mode

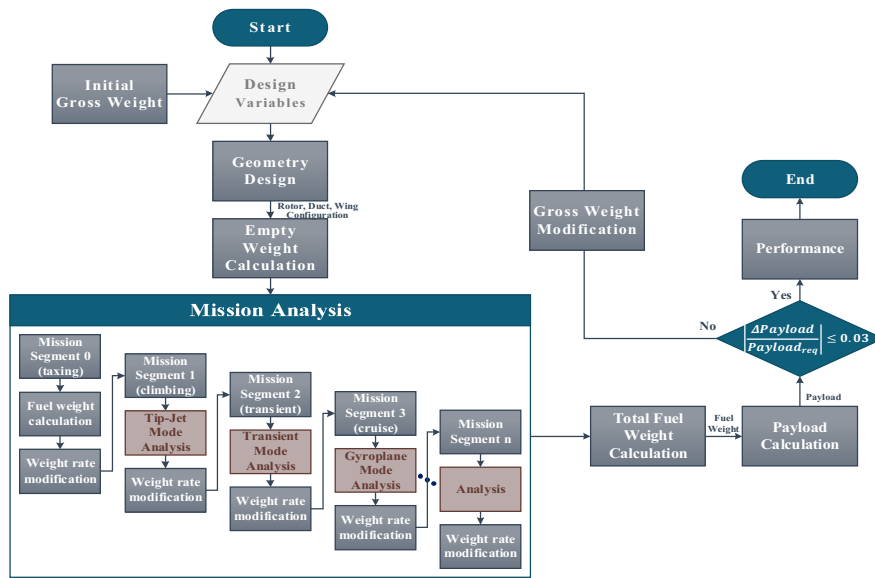


Fig. 3. Tip-Jet Gyroplane Design Flow Chart

2.2 개념설계 기법

기존의 회전익기 개념설계 흐름[4]에 날개 및 덕트 설계와 tip-jet gyroplane의 임무 해석 모듈을 추가하여 tip-jet gyroplane 개념설계 기법을 개발하였다. 임무 해석모듈은 ① Tip-jet mode ② Gyroplane mode ③ Transient mode 로 구성되며 각각의 모드는 제자리 및 상승/하강 비행, 진진비행, 천이 비행 해석에 사용된다. Tip-jet gyroplane 전체 설계 흐름은 4단계로 구분되며 Fig. 3과 같다.

1) 로터가 전체 양력을 부담하는 비율을 양력분할계수로 정의하고, 임의의 초기무게 값을 이용하여 양력분할계수를 만족시키는 주날개와 익형 두께에 맞는 덕트를 설계한다.

2) 설계된 기체의 부품 별 무게를 계산하고, 주어진 임무형상을 수행하는데 필요한 요구동력과 연료무게를 계산한다.

3) 이를 이용하여 유상하중을 계산하고 설계된 기체의 유상하중이 목표로 하는 유상하중과 3% 오차 안에 들 때까지 총중량을 수정하면서 반복계산을 시행한다.

4) 반복 계산 후 최종적으로 설계된 기체의 최대 진진속도, 최대 비행거리등 성능해석을 수행한다.

2.2.1 Tip-jet mode 해석

Tip-jet 시스템에 사용되는 내부 덕트 시스템은 Fig. 4와 같다. 보조 압축기를 통해 나오는 가스가 ①~⑥을 통하여 노즐 출구로 분출되며, 이에 따른 반발력으로 로터를 회전시킨다. 이를 해석하는 tip-jet mode는 제자리비행과 상승/하강 비행 임무 해석에 사용되고, 해석 흐름은 Fig. 5와 같다.

로터 공력해석과 덕트 유동해석을 통하여 임무 수행에 요구되는 로터의 회전속도와 노즐 수축비, 요구동력을 산출한다.

로터 공력해석을 통하여 주어진 로터 형상(반경, 코드, 비틀림 등)으로 임무 수행에 요구되는 로터의 회전속도 및 동력이 계산된다. 로터 공력해석은 깃 요소-운동량 이론(Blade element momentum theory)을 이용하였으며 식 (1), (2)와 같다[5]. 식 (1)에 적용된 F는 로터 끝단에서 발생하는 손실 효과를 고려하기 위한 Prandtl's tip-loss 함수를 의미한다.

$$\lambda(r, \lambda_c) = \sqrt{\left(\frac{\sigma C_{l_a}}{16F} - \frac{\lambda_c}{2}\right)^2 + \frac{\sigma C_{l_a}}{8F} \theta r} - \left(\frac{\sigma C_{l_a}}{16F} - \frac{\lambda_c}{2}\right) \quad (1)$$

$$C_T = \sum_{n=1}^N \left[\frac{\sigma C_{l_a}}{2} (\theta(r_n) r_n^2 - \lambda(r_n) r_n) \Delta r \right] \quad (2)$$

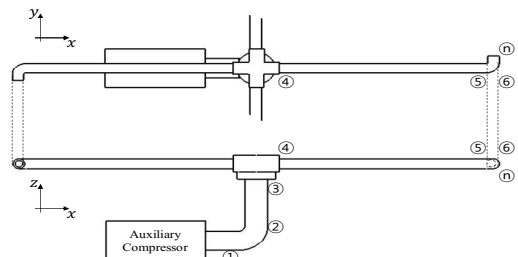


Fig. 4. Internal Duct in Tip-Jet System

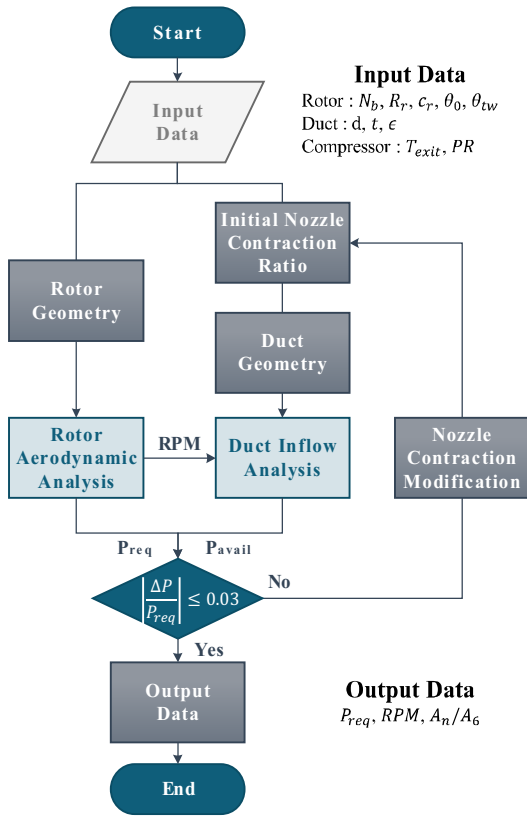


Fig. 5. Tip-Jet Mode Analysis Flow Chart

Tip-jet gyroplane은 로터와 날개가 있는 복합형 회전익기이기 때문에 로터 후류에 의해 발생하는 날개 및 동체의 간섭효과를 고려해야 한다. 깃 요소-운동량 이론으로 구한 유도속도와 날개 면적을 이용하여 간섭 효과에 의한 추가적인 항력을 구하였고 식 (3), (4)와 같다[6]. 동체의 경우, 전체 중량의 5%를 로터-동체 간섭효과에 의한 추가적인 항력으로 고려하였다[5].

$$T_r = GW + D_v \quad (3)$$

$$D_v = \sum C_{D_v} \frac{1}{2} \rho v_i^2 dS \quad (4)$$

로터 공력해석에서 계산된 요구동력과 회전속도 조건을 만족하는 노즐 수축 비를 덕트 유동해석을 통해 구하였다. 덕트 내부에서 가스가 고속으로 흐를 때 발생하는 마찰과 굴절 덕트에 의한 압력손실을 고려하는 것이 중요하다. 마찰에 의한 손실을 고려하기 위해 덕트 시스템 전체를 단열조건으로 가정하고, Fanno Line 이론을 이용한

식 (5)으로 1차원 해석을 하였다. 이때 사용되는 마찰계수(Darcy friction factor)는 식 (6) Haaland S. E. 공식을 이용하여 Moody chart의 값을 외적으로 계산하였다[7].

식 (7)을 통해 계산된 노즐 출구에서의 반발력을 이용하여 요구동력을 계산하였다. 이때 회전하는 덕트에 의해 발생하는 윈실력과 코리올리 힘을 식 (5), (8)과 같이 고려하였다[8]. 또한 식 (9)를 이용하여 굴절 덕트의 압력손실을 고려하였고, 이때 사용되는 손실계수 K는 Jung[9]의 Tip-jet 덕트 유동 연구를 참고하였다.

$$\frac{dM}{dr} = \frac{M(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2)}{1-M^2} \left(\frac{\gamma M^2}{2} \left(\frac{4f}{d} \right) - \frac{\Omega^2 r}{R_{gas} T} \right) \quad (5)$$

$$\frac{1}{\sqrt{f}} \cong -1.8 \log \frac{6.9}{Re} + \left(\frac{\epsilon/d}{3.7} \right)^{1.11} \quad (6)$$

$$F_N = \dot{m} V_{jet} + A_N (P_N - P_\infty) \quad (7)$$

$$P_{avail} = P_{F_N} - P_{co} = N_b F_N (\Omega R_r) - N_b \dot{m} (\Omega R_r)^2 \quad (8)$$

$$K = \frac{\Delta P_t}{q_\infty} = \frac{P_{t1} - P_{t2}}{P_{t1} - P_1} \quad (9)$$

2.2.2 Gyroplane mode 해석

Gyroplane mode는 전진비행 임무 해석에 사용되고, 해석 흐름은 Fig. 6과 같다. 날개와 로터가 기체 하중을 분담하기 때문에 양력분할계수를 고려하는 것이 중요하다. 이를 고려하기 위해서 날개와 로터의 공력해석을 같이 수행하였으며, 임무 수행에 요구되는 로터의 회전속도, 로터 샤프트 기울임 각, 양력분할계수를 구하였다. 그리고 허브와 동체에서 발생하는 항력을 고려하여 gyroplane mode에서의 요구동력을 산출하였다.

날개 공력해석은 주어진 날개 형상으로 전진 비행할 때 날개에서 발생하는 양력과 항력을 계산한다. 식 (10)~(12)을 이용해 꼬리날개에서 발생하는 추가적인 양력과 Oswald Factor를 이용해 3차원 효과를 고려하였다[10]. 양력분할계수는 식 (13)과 같이 정의하였다.

$$C_{L_{\alpha, total}} = C_{L_{\alpha, w}} + \Delta C_{L_{\alpha, t}} \quad (10)$$

$$(C_{L_{\alpha}})_w = \frac{C_{l_{\alpha}}}{1 + C_{l_{\alpha}}/ARe} \quad (11)$$

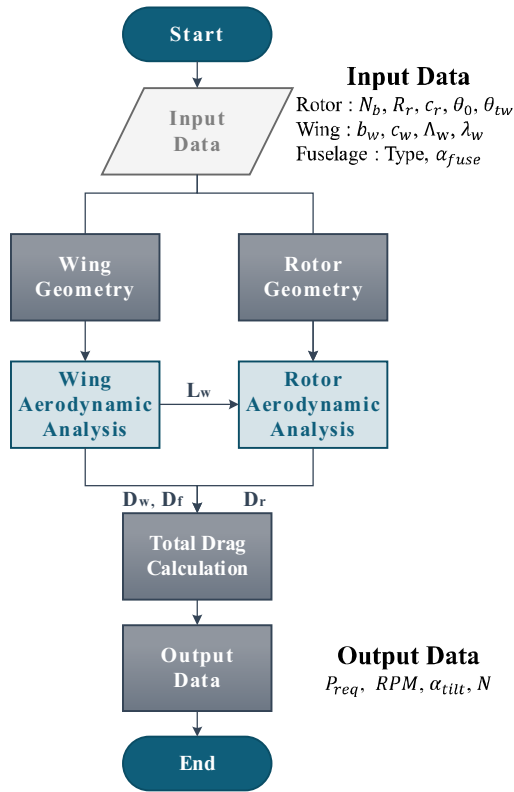


Fig. 6. Gyroplane Mode Analysis Flow Chart

$$(C_D)_w = C_d + \frac{C_L^2}{\pi AR e} \quad (12)$$

$$N = 1 - \frac{L_w}{GW} \quad (13)$$

Tip-jet gyroplane은 전진비행 시 오토자이로 형태로 비행하며, 식 (14)와 같이 양력분할계수 크기 만큼 로터가 양력을 분담한다[3]. 오토자이로 조건인 식 (15)를 만족하는 로터 샵트 기울임 각을 구하기 위해 식 (14)~(17)을 이용하여 반복계산을 수행한다. 그리고 로터 해석 시 균일 유입류와 로터의 선형 비틀림 가정을 사용하기 때문에 식 (16), (17)을 이용하여 로터의 유도속도, 추력 계수, 로터의 회전속도를 구하였다[5]. 반복계산 후, 구해진 것 끝 경로면 각도를 이용하여 비행경로면 기준 로터의 항력을 식 (18)과 같이 계산하였다.

$$T_r = \frac{GW \times N}{\cos(\alpha_{tilt})} \quad (14)$$

$$P_{req} = P_0 + P_i - D_r V_\infty = 0 \quad (15)$$

$$v_i = \frac{T_r / 2\rho A}{[(V_\infty \sin(\alpha_{tilt}) - v_i)^2 + (V_\infty \cos(\alpha_{tilt}))^2]^{1/2}} \quad (16)$$

$$C_T = \frac{T_r}{\rho A (R_r \Omega)^2} = \frac{1}{2} \sigma C_{l_\alpha} \left(\frac{\theta_0}{3} + \frac{\theta_{tw}}{4} - \frac{\lambda}{2} \right) \quad (17)$$

$$D_r = T_r \sin(\alpha_{tilt}) + H_r \cos(\alpha_{tilt}) \quad (18)$$

고속 비행 시 로터의 허브와 동체에서 발생하는 항력이 전체 항력에 대하여 지배적인 영향을 미치기 때문에 이를 고려하는 것이 중요하다. 그러나 개념설계 단계에서는 동체의 정확한 형상을 요구하지 않기 때문에 허브와 동체의 등가평판면적(Equivalent Flat Plate Area, EFPA)을 이용하여 항력을 계산하였으며, 등가평판면적 추세식은 식 (19)과 같다[1]. 그리고 로터, 날개, 동체 및 허브에서 발생하는 항력을 고려하여 gyroplane mode에서의 요구동력을 식 (20)과 같이 산출하였다[5].

$$f_e = 0.85 \left(\frac{GW}{1000} \right)^{\frac{2}{3}} + 1.65 \left(\frac{GW}{1000} \right)^{\frac{2}{3}} \quad (19)$$

$$P_{req} = (D_r + D_w + D_p) V_\infty \quad (20)$$

2.2.3 Transient mode 해석

천이비행이란 시간에 따라 로터와 날개가 분담하는 양력의 비율이 달라지는 비행을 의미한다. 본 연구에서는 tip-jet 시스템을 이용하는 제자리비행에서 오토자이로 형태로 비행 가능한 최소 전진속도를 낼 때까지 transient mode를 사용하며, 임무 해석 흐름도는 Fig. 7과 같다. 주어진 날개 형상으로 전진 임무요소를 수행했을 때 날개에서 발생하는 양력으로 양력분할계수를 계산한다. 이때 꼬리날개에서 발생하는 추가적인 양력과 날개 끝단에서 발생하는 3차원 효과를 고려하였으며, 사용된 식은 gyroplane mode의 식 (10)~(13)이다. 나머지의 양력은 tip-jet mode를 이용하여 로터에서 발생시킨다. 로터 후류와 날개 및 동체의 간섭 효과와 덕트 내부 압력 손실을 고려하였으며, 사용된 식은 tip-jet mode의 식 (1)~(9)이다. Transient mode 해석을 통하여 임무요소를 수행할 때의 요구 동력, 양력분할계수, 로터의 회전속도, 노즐 수축 비를 도출한다.

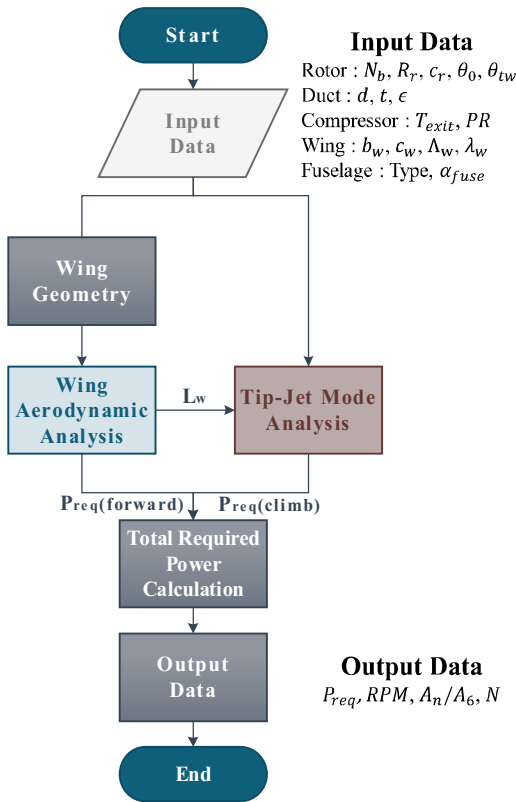


Fig. 7. Transient Mode Analysis Flow Chart

2.3 해석 기법 검증

Tip-jet gyroplane의 전체 해석 기법을 통합 검증하기 위한 데이터의 부재로 인하여, 해석 기법 검증은 tip-jet gyroplane 비행 모드를 이루고 있는 해석 코드 별로 검증을 수행하였다. 따라서 해석 기법 검증은 ①tip-jet mode-로터 공력해석, ②tip-jet mode-덕트 유동해석, ③gyroplane mode-로터 공력해석 ④gyroplane mode-날개 공력해석으로 수행되었다.

2.3.1 Tip-jet mode - 로터 공력해석 검증

Tip-jet mode는 로터 공력해석과 덕트 유동해석을 하는 2가지 해석 코드로 구성되어 있다. 로터 공력해석의 경우, Bagai, A.(1992) 실험값과 비교하여 검증하였다[11]. 해석조건으로 깃 개수 4, 고형비 0.1, 비틀림 각 -13°을 이용하였다. 또한, 참고문헌[5]에서 로터 블레이드 해석 시 주로 이용하는 데이터인 양력계수 기울기 5.74, 영향력 계수 0.011을 사용하였다. 검증 결과는 Fig. 8과 같고, 최대 오차 10%가 도출되었다. 레이놀즈 수에 따른 양력계수 기울기의 변화와 받음각에 따

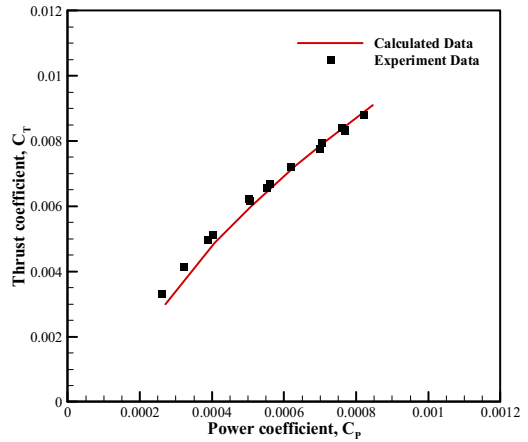


Fig. 8. Rotor Aerodynamic Analysis Verification

른 영향력 계수 변화를 고려하지 않았기 때문에 발생한 오차로 판단되지만, 개념 설계 단계에서 높은 정확도를 가지는 해석 결과라 판단된다.

2.3.2 Tip-jet mode - 덕트 유동해석 검증

덕트 유동해석의 경우 Schwartz, A. W(1993) 실험값과 비교하여 검증하였다[12]. 해석조건으로는 로터 반경 3.33ft, 덕트 너비 0.24ft, 덕트 높이 0.044ft, 노즐 면적 0.0053ft²를 이용하였다. 본 연구의 덕트 유동해석은 Fanno line 이론을 바탕으로 수행되기 때문에 사각형 덕트를 원형 덕트로 바꿔 계산해야 한다. 이를 위해 노즐과 덕트가 동일한 가로세로비를 갖는다고 가정하였고, 참고문헌[12]에서 제시하는 cold cycle의 온도 250°F을 로터 허브 온도로 사용하였다. 그리고 참고문헌[9]에서 제시하는 부차적 손실계수 0.6을 덕트 유동해석 검증에 적용하였다. 또한 덕트의 재질은 터보젯, 터보팬 엔진에 사용되는 스테인리스강으로 가정하였다. 검증 결과는 Fig. 9와 같으며 로터 끝단속도가 커짐에 따라 발생하는 토크가 작아지는 경향이 나타난다. 이는 노즐 출구에서 가스의 속도와 로터 회전 속도 간의 상대속도가 작아지면서 발생하는 결과로 보인다. 그리고 blade root pressure ratio가 1.6 이상에서 최대 오차 6%가 도출되었으며 이는 개념 설계 단계에서 높은 정확도를 가지는 해석 결과라고 판단된다. 또한, 이때 실험치의 기울기와 계산 값의 기울기가 거의 같으며, 이는 검증 데이터 범위를 벗어난 blade root pressure ratio 2 이상에서도 타당한 tip-jet mode 해석 결과가 도출될 것으로 예상된다.

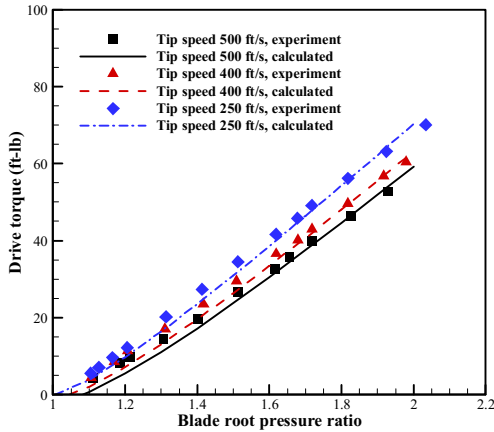


Fig. 9. Duct Inflow Analysis Verification

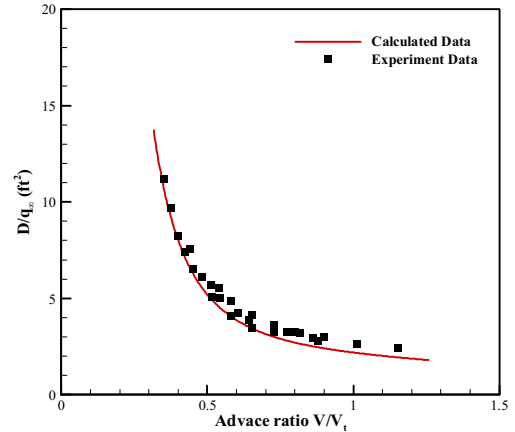


Fig. 10. Rotor Aerodynamic Analysis Verification

2.3.3 Gyroplane mode - 로터 공력해석 검증

Gyroplane mode는 로터 공력해석과 날개 공력해석을 하는 2가지 해석 코드로 구성되어 있다. 로터 공력해석의 경우 오토자이로 조건에서의 XV-1 로터 풍동 실험값[1]과 비교하여 검증하였다. 해석조건으로는 로터 반경 31ft, 고형비 0.09, 로터의 회전속도 180, 영양력 항력계수 0.001568, 무게 367.5lb이다. 스펠방향에 따른 고형비와 영양력 항력계수는 일정한 값으로 가정하였다. 검증 결과는 Fig. 10에 도시하였다. 전진 속도가 증가함에 따라 로터 항력계수가 작아지고, 그 결과 기체의 비행 효율이 커지는 것을 알 수 있다. Gyroplane mode 로터 공력해석은 불균일 유입류가 아닌 균일유입류 가정을 이용하였고, 스펠방향에 따른 일정한 고형비 및 영양력 항력계수를 사용하였다. 이는 전진비행 시 발생하는 실제 공력 특성을 반영하는데 한계가 있으며, 그 결과 실험값과의 오차가 발생한 것으로 판단된다. 그리고 Tip-jet gyroplane이 주로 전진비행을 하는 조건인 전진비 1 이상에서 오차가 증가하는 경향이 있음을 알 수 있다. 그러나 고속 비행에서는 로터의 항력보다 동체와 허브의 항력이 훨씬 크게 작용하기 때문에 로터 항력은 전체 항력에 대하여 상대적으로 작은 영향력을 가진다. 이에 따라 전진비 1 이상에서 Tip-jet gyroplane의 전체 공력 해석 시, 로터 해석의 오차 증가에 따른 영향은 크지 않을 것으로 판단된다. 또한 Fig. 10의 전진비 1 이상에서 최대 오차는 10%이며, 이는 개념 설계 단계에서 높은 정확도를 가지는 해석 결과라 판단된다.

2.3.4 Gyroplane mode - 날개, 동체 공력해석 검증

날개, 동체 공력해석의 경우, XV-1의 로터를 제외한 날개와 동체의 풍동 실험값[1]과 비교하여 수행하였다. 날개 공력해석 검증의 해석조건으로 날개 면적 99.6ft², 가로세로비 6.76, 양력계수 기울기 6.303, 로터 반경 31ft, 고형비 0.09, 로터의 회전속도 180, 영양력 항력계수 0.001568, 등가평판면적 7.7ft², 무게 5,250lb을 이용하였다. 참고문헌[1]에서 날개 및 꼬리날개의 자세한 형상 정보가 부재하여, 참고문헌[13]에서 제시한 날개 및 꼬리날개의 형상 정보를 참고하였다. 검증 결과는 Fig. 11과 같으며 최대 오차 10%가 도출되었다. 이는 날개에 대하여 Oswald's factor를 이용한 2-D 공력해석의 한계 및 실제 실험과 다른 형상 정보 때문에 발생한 오차라 판단되지만, 개념 설계 단계에서 높은 정확도를 가지는 해석 결과로 보인다.

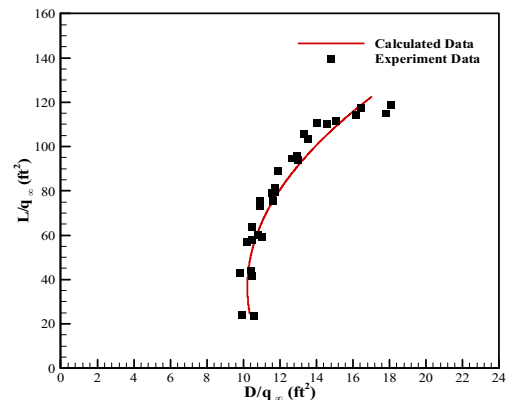


Fig. 11. Wing Aerodynamic Analysis Verification with a Fuselage

2.4 초기사이징

2.4.1 문제 정의

초기 설계 단계에서 고속 전진비행, 긴 운용반경에 적합한 tip-jet gyroplane의 대략적인 형상 정보를 알기 위해 본 연구에서 제시한 개념설계 기법을 이용하여 초기사이징을 수행하였다. 사이징에 이용된 임무형상은 Fig. 12와 같이 저고도 정찰 임무이며, 150knots의 속도로 목표장소까지 비행한다. 초기사이징은 운용반경 300km(case 1)와 400km(case 2)의 2가지 경우에 대해 수행하였으며 임무형상의 상세정보는 Table 2와 같다.

본 연구에서 설계하고자 하는 tip-jet gyroplane은 Fig. 13과 같은 형태로 보조압축기와 터보샤프트 엔진을 이용한 cold cycle로 동력을 전달한다. 보조압축기는 로터 끝단으로 가스를 보내는 tip-jet mode와 transient mode에 사용되고 보조압축기의 특성은 샤프트엔진 압축기 값을 참고하였다. 로터 익형은 내부 덕트를 고려하여 두꺼운 익형(NACA 0024)을 사용하였으며, 로터 내부 덕트와 다른 크기를 가지는 덕트를 압축기에서 로터 허브까지 사용하였다. 덕트 재질은 터보젯 엔진에 주로 사용되는 스테인리스강으로 하였고,

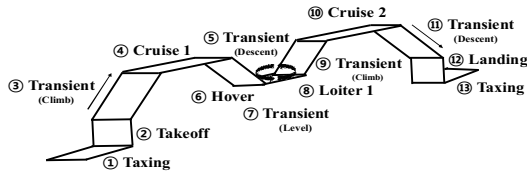


Fig. 12. Mission Profile

Table 2. Mission Profile Data

No	Horizontal Speed (knots)	Vertical Speed (fpm)	Endurance (min)	
			case 1	case 2
①	-	-	5	5
②	-	200	3	3
③	20	200	12	12
④	150	-	64	86
⑤	20	-200	12	12
⑥	-	-	10	10
⑦	20	-	1	1
⑧	50	-	15	15
⑨	20	200	12	12
⑩	150	-	64	86
⑪	20	-200	12	12
⑫	-	-200	3	3
⑬	-	-	5	5
Total Endurance (min)			218	262

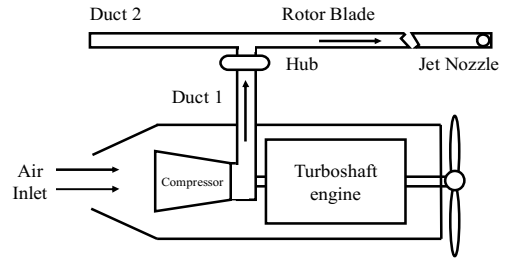


Fig. 13. Cold Cycle Pressure Jet

주날개와 꼬리날개의 특성의 경우 참고문헌[13]를 참고하였다. 그리고 유상하중의 경우, Global Hawk에 사용된 전기광학적외선 장비(EO/IR) 무게는 220lb이고 레이더 감지 시스템등과 같은 추가적인 임무 장비를 고려했을 때 목표 유상하중을 500lb으로 설정하였다. 위와 같은 설계파라미터 (Table 3)를 이용하여 초기사이징을 수행하였다.

Table 3. Input Parameter

Type	Parameter	Value
Rotor	The number of blades	4
	Airfoil	NACA 0024
	Twist (deg)	-12 ($\theta_0=15$)
Duct	Diameter 1 (ft)	2
	Thickness 1, 2 (ft)	0.1, 0.03
	Material	Stainless steel
Main wing	Airfoil	NACA 2412
	Aspect ratio	5.5
	Taper ratio	0.45
Horizontal tail wing	Sweep angle (deg)	15
	Airfoil	NACA 2412
	Span (ft)	5.95
	Aspect ratio	4
Vertical tail wing	Taper ratio	0.4
	Sweep angle (deg)	15
	Airfoil	NACA 2412
	Span (ft)	1.99
Auxiliary compressor	Aspect ratio	1.5
	Taper ratio	0.4
	Sweep angle	20
Shaft engine	Pressure ratio	5
	Exit temperature ($^{\circ}$ R)	1011.6
Etc.	Max Power (HP)	800
	Design payload (lb)	500

2.4.2 사이징 결과

기존에 개발된 tip-jet gyroplane인 fairey사 rotodyne은 회전판하중(Disk loading) 6.14lb/ft², 로터의 가로세로비 20, 유상하중 7400lb이고, 전진 비행 시 양력분할계수 0.4를 가진다. 본 연구에서 설계하고자 하는 tip-jet gyroplane의 유상하중은 500lb이므로 rotodyne보다 작은 회전익기가 설계될 것으로 예측된다. 이에 따라 내부 덕트 직경을 고려하여 가로세로비를 12.2로 정하였고, 임무요소④에서 로터가 전체 양력의 40%를 분담하는 tip-jet gyroplane 초기사이징을 수행하였고, 입력 값은 Table 4와 같다.

초기사이징 결과(Table 5), 더 긴 운용반경을 비행하는 tip-jet gyroplane이 많은 연료무게를 필요로 하기 때문에 case 2에서 case 1의 총중량 3,384lb보다 363lb 무거운 총중량 3,747lb의 tip-jet gyroplane이 설계되었다. 같은 회전판하중, 가로세로비, 양력분할계수를 가지지만, 임무 운용반경이 300km와 400km로 다르기 때문에 case 2의 로터, 날개, 덕트 형상이 case 1보다 약 5% 크게 설계되었다.

설계된 기체의 총중량 대 공허중량비(Empty weight/Gross weight)는 case 1 56.7%, case 2 54.7%이고, Rand[14]의 헬리콥터 사이징 통계 연구에서 제시하는 총중량 대 공허중량비 55%와 거의 비슷한 값을 갖는다. Tip-jet gyroplane은 변속기가 없지만 보조압축기와 덕트 무게가 변속기를 대신하여 추가적으로 고려되기 때문에 일반적인 헬리콥터의 경향을 따라가는 것을 알 수 있다.

로터 반경이 5% 길어짐에 따라 임무요소⑥에서 덕트 내부 압력손실이 1% 증가하였다. 이는 로터 반경이 커지면서 내부 덕트에서 발생하는 전단력에 영향을 받는 부분이 증가하였기 때문에 발생한 결과이다. 그러나 case 1과 case 2는 서로 동일한 비틀림과 고형비를 갖기 때문에 같은 크기의 날개깃 면 하중(Blade loading)을 갖게 된다. 이에 따라서 로터 크기 및 회전속도가 다르더라도 동일한 값의 성능지수(Figure of merit)가 도출된다. 그리고 로터의 회전속도는 tip-jet

Table 4. Input of Initial Sizing

Variable	Value
Disk loading (lb/ft ²)	6.14
Aspect ratio (Rotor)	12.2
Lift sharing factor (Rotor)	0.4 @ Cruise1

Table 5. Results of Initial Sizing

	Variable	Value	
		case 1	case 2
Geometry (ft)	Rotor radius (ft)	13.25	13.95
	Rotor chord (ft)	1.08	1.14
	Wing span (ft)	18	19
	Wing chord (ft)	4.52	4.77
	Duct diameter 2 (ft)	0.20	0.21
	Hub & Fuselage EPPA (ft ²)	5.67	6.08
Weight (lb)	Empty weight	1,918 (56.7%)	2,051 (54.7%)
	Fuel weight	966 (28.5%)	1,196 (32.0%)
	Payload	500 (14.8%)	500 (13.3%)
	Gross weight	3,384 (100.0%)	3,747 (100.0%)
Performance	Pressure loss (%)	65.8 @ Hover	66.8 @ Hover
	Additional drag of wing (%)	2.0 @ Hover	2.0 @ Hover
	Figure of merit	0.517 @ Hover	0.517 @ Hover
	Lift / Drag	5.59 @ Cruise1	5.72 @ Cruise1
	Max cruise speed (kts)	176 @ 110RPM 498 HP	176 @ 105RPM 537 HP
	Max endurance (hrs)	6.4 @ 68knots	7.6 @ 68knots
	Max range (miles)	387 @ 162knots	445 @ 161knots

시스템에 의해 결정되고, 이는 로터 끝단 노즐의 수축 비와 연관이 있음을 Table 6과 같이 알 수 있다. 또한 case 1과 case 2에 대하여 로터와 날개 크기 비율이 68%로 동일하므로 날개에 작용하는 추가적인 항력이 같은 값으로 계산되었다.

Table 6. Characteristic Values of Tip-Jet System (case 1)

No	Rotor RPM	Nozzle Contraction Ratio
①	-	-
②	609.7	0.807
③	606.3	0.814
④	179.9	-
⑤	549.7	0.893
⑥	561.1	0.881
⑦	549.4	0.898
⑧	298.5	-
⑨	559.3	0.885
⑩	127.2	-
⑪	285.5	-
⑫	497.6	0.965
⑬	498.8	0.962

Figure 12와 같은 고속 전진 비행에서는 동체 및 허브 항력이 전체 항력에 대하여 지배적인 영향을 가지므로, 동체 및 허브의 등가평판면적은 전체 항력을 계산하는데 중요한 요소로 작용한다. case 2의 등가평판면적은 case 1에 비해 7% 크므로 동체 및 허브 항력 또한 7% 크다고 판단할 수 있다. 그러나 case 2의 총중량이 case 1보다 10% 크기 때문에, 수평비행을 하는 임무요소 ④에서 case 2의 양항비가 더 큰 값을 갖는 것을 알 수 있다.

case 1과 case 2는 수평비행에서 동일한 양력 분할계수 0.4를 갖도록 설계가 되었다. 그 결과, 오토자이로모드로 비행할 수 있는 최대전진속도는 176knots로 서로 동일한 값을 갖는다. 그러나 case 1과 case 2는 기체 형상 및 총중량이 서로 다르기 때문에 동일한 최대전진속도를 갖더라도 상이한 로터의 회전속도 및 동력 값을 갖는다. 그리고 case 2가 case 1보다 더 많은 연료량과 높은 양항비를 갖기 때문에 case 1보다 최대 비행시간과 최대 비행거리가 크다.

case 1과 case 2는 전체 임무 수행의 약 60%를 150knots로 고속 비행하기 때문에 고속 비행에서의 효율을 높이는 것이 중요하다. Table 5, Fig. 14를 보면 설계된 case 2의 tip-jet gyroplane의 연료는 총중량의 32%를 차지하고, 전진비행 임무에서 전체 연료의 68.6%를 소비한다. 이는 전진비행을 효율적으로 수행한다면 설계되는 전체 항공기의 총중량 감소를 의미한다.

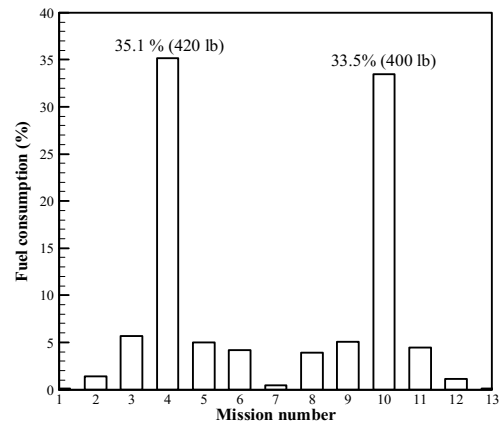


Fig. 14. Fuel Consumption Ratio

또한 150knots와 같은 고속 비행의 경우 동체 및 허브 항력이 전체 항력의 67%를 차지한다. 그러므로 동체 및 허브 형상을 효율적으로 설계하는 것이 tip-jet gyroplane 설계에 중요하고, 이를 고려해서 최적 설계를 한다면 기존에 설계된 tip-jet gyroplane의 형상보다 효율적인 형상이 설계될 것이라 판단된다.

III. 결 론

본 연구는 기존 tip-jet gyroplane 설계기법에서 고려되지 않았던 덕트 유동에서의 압력 손실과 천이비행에 대한 해석을 추가하여 새로운 tip-jet gyroplane 개념설계 기법에 대해 체계적으로 정립하였다. 또한 이를 이용하여 300km 혹은 400km의 임무 운송반경에서 150knots의 고속 비행을 수행하는 2가지 임무형상에 대해 초기사이징을 수행하였다. 초기사이징 결과를 통하여 설계된 3,000lb 급 tip-jet gyroplane의 형상 및 성능 값을 도출하였다. Tip-jet gyroplane의 경우, 고속 전진비행 임무에서 동체 항력이 전체 항력에 지배적인 영향을 미치므로 향후 동체설계를 고려한 설계를 통하여 최적의 tip-jet gyroplane 형상 및 성능을 도출할 수 있을 것이다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 지원으로 차세대 고속 복합형 무인 회전익기 특화연구실에서 수행되었습니다.

References

- 1) Harris, F. D., "An Overview of Autogyros and The McDonnell XV-1 Convertiplane," *NASA CR-2003-212799*, 2003, pp.1~259.
- 2) Park, K. H., Goo, N. S., Park, H. C., Yoon, K. J., and Byun, Y. H., "Design and Test of a Reduced Scale Tip-Jet Rotor Using a Small Turbo-Jet Engine," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 32, No. 2, 2004, pp.31~37.
- 3) Vu, N. A., Lee, Y. J., Lee, J. W., Kim, S. H., and Chung, I. J., "Configuration Design and Optimisation Study of a Compound Gyroplane," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 83, No. 6, 2011, pp.420~428.
- 4) Kim, W. J., Chae, S. H., Oh, S. J., Kim, S. B., Ahn, L. K., and Yee, K. J., "Systematic Determination of Empirical Parameters Used in Helicopter Conceptual Design," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 8, 2012, pp.703~710.
- 5) Leishman, J. G., *Principles of Helicopter Aerodynamics*, 2nd Ed, Cambridge University Press, Cambridge, New York, 2006, pp.115~170, 304~309, 702~708.
- 6) Keys, C. N., "Rotary-Wing Aerodynamics Volume 2: Performance Prediction of Helicopters," *NASA CR-3083*, 1979, pp.143~153.
- 7) Yunus, A. C., and John M. C., *Fluid Mechanics: Fundamentals and Application*, 3rd Ed, McGraw-Hill, New York, 2007, pp.360~364.
- 8) Jun, Y. M., Jung, Y. W., and Yang, S. S., "Conceptual Design For a SUAV Propulsion System Sizing," *Proceedings of the 24th ICAS Congress*, August 2004.
- 9) Jung, Y. W., Jun, Y. M., and Yang, S. S., "The Application of CFD for the Duct System Design of CRW aircraft," *Proceeding of the Korean Society of Computational Fluids Engineering Spring Conference*, August 2003, pp.200~205.
- 10) Nita, M., and Scholz, D., "Estimating the Oswald Factor from Basic Aircraft Geometrical Parameters," *Proceeding of the Deutscher Luft-und Raumfahrtkongress*, August 2012.
- 11) Bagai, A., and Leishman, J. G., "A Study of Roter Wake Developments and Wake-Body Interactions in Hover using Wide-Field Shadowgraphy," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 37, No. 4, 1992, pp.48~57.
- 12) Schwartz, A. W., "Tipjet 80-Inch Model Rotor Hover Test: Test No. 1198," *CDRKNSWC/SSD-93/54*, September 1993, pp.1~103.
- 13) Choi, I. B., Jang, J. S., Hyun, Y. O., Kim, M. J., and Yim, J. B., "Preliminary sizing of a tip jet driven compound rotorcraft," *Proceeding of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2015, pp.845~848.
- 14) Rand, O., and Khromov, V., "Helicopter Sizing by Statics," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 49, No. 3, 2004, pp.300~317.