

무인기용 터보제너레이터를 위한 300 N급 마이크로 터보제트 코어 기반 동력터빈 설계

김선우* · 이정혁*,** · 문갑우* · 이승헌* · 이상윤*†

Power Turbine Design for a Unmanned Aerial Vehicles Turbogenerator Based on a 300-N-Class Micro Turbojet Core

Sunwoo Kim*, Jeonghyeok Lee*,**, Gapwoo Moon*, Seungheon Lee*, Sangyoon Lee*†

Key Words : Micro gas turbine(마이크로 가스터빈), Turbogenerator(터보제너레이터), Power turbine(동력 터빈), Hybrid propulsion system(하이브리드 추진 시스템), Unmanned Aerial Vehicle(무인기)

ABSTRACT

Recently, research on micro gas turbines has been actively conducted, and the development of small unmanned aerial vehicles (UAVs) utilizing these systems is also progressing. Various UAVs employing turbojet-based micro gas turbine engines have been developed; however, their high noise characteristics impose limitations on low-altitude operations. To address this issue, research on small UAVs employing hybrid electric propulsion (HEP) systems has been expanding. Accordingly, the demand for the development of turbo-generators utilizing micro gas turbine engines has been increasing. In this study, the design and performance evaluation of a power turbine were conducted for the development of turbo-generator based on a 300 N class micro turbojet engine. The power turbine was developed based on a commercial turbojet engine, and a conversion approach to a turboshaft engine configuration for turbo-generator applications was applied to satisfy specific power output requirements. For the design of a single-stage power turbine, a thermodynamic cycle simulation was performed to determine the gas generator turbine outlet conditions. Based on these conditions, the power-turbine geometry was determined and its performance was evaluated through three-dimensional numerical simulations. A parametric study over the flow coefficient identified an operating point that satisfies the target shaft power while maintaining consistency with the predicted inlet total pressure level. The selected case achieved 22 kW of shaft power at 41,553 rpm, corresponding to an estimated electrical output of approximately 20 kW when gearbox and generator efficiencies are assumed. The results demonstrate the feasibility of a micro-gas-turbine-based turbogenerator for UAV HEP applications and provide a design procedure linking cycle analysis to power-turbine numerical simulation.

1. 서 론

다양한 분야에서 무인기(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)의 운용 효과가 입증되면서 활용이 확대되고 있다. 이에 따라 UAV는 감시·정찰뿐 아니라 교란, 물류, 재난 대응 등으로 임무 스펙트럼이 확장되고 있으며, 임무 수행 시간과

작전반경에 대한 요구 또한 증가하고 있다. 특히 군 운용 관점에서는 장거리 이동 구간에서의 지속 운용 성능과 더불어 목표 지역에서의 은밀한 임무 수행을 위한 저소음 운용 능력이 동시에 요구된다. 그러나 배터리 기반 전기추진만으로는 에너지 밀도 한계로 장거리 운용에 제약이 있으며, 연료 기반 내연기관 추진만으로는 저소음 운용에 한계가 있다. 이에

* 인하대학교 항공우주공학과(Department of Aerospace Engineering, Inha University)

** LIG 디펜스&에어로스페이스(LIG Defense&Aerospace)

† 교신저자, E-mail : sangyoon.lee@inha.ac.kr

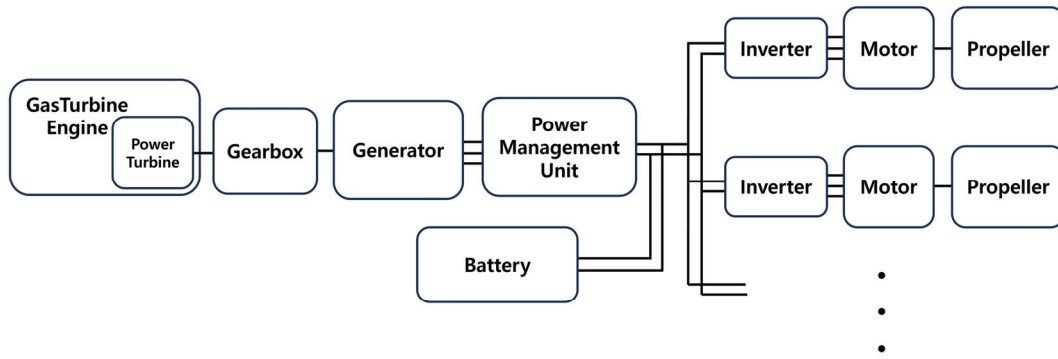


Fig. 1 Schematic of a hybrid electric propulsion system for unmanned aerial vehicles

따라 장거리 이동 구간에서는 연료 기반 발전원을 활용해 지속 운용 성능을 확보하고 임무 구간에서는 배터리 기반 전기 추진을 활용해 저소음 운용이 가능한 하이브리드 전기추진 (Hybrid Electric Propulsion, HEP)이 주목받고 있다^(1,2).

HEP에서는 비행 중 연료로부터 전력을 생산하여 추진 모터에 직접 공급하거나 배터리를 충전하는 전력원이 필요하며, 주요 후보로는 적용 목적과 운용 개념에 따라 가스터빈, 연료전지, 피스톤 엔진이 있다. 이러한 후보들 가운데 최근 마이크로 가스터빈(micro gas turbine)은 비용이 저렴하고 중량당 출력이 높으며 소형화가 쉬우므로 UAV 적용 사례가 증가하고 있어^(3,4), UAV의 HEP 전력원으로서 주목받고 있다. 마이크로 가스터빈을 활용한 HEP 개념도는 Fig. 1과 같으며, 가스터빈, 기어박스 및 발전기로 구성된 터보제너레이터는 전체 시스템 성능에 영향을 미치는 핵심 구성품으로서 연구가 필요하다.

Frigioescu 등은 UAV 적용을 목표로 마이크로 가스터빈 기반 마이크로 터보제너레이터 시스템과 시험 벤치를 구성하고 제어 로직을 구현한 연구를 수행한 바 있다⁽⁵⁾. 다만 해당 연구는 수 kW급의 상용 터보샤프트 엔진을 이용하여 연구를 수행하였기에 중소형 UAV에서 요구될 수 있는 수십 kW급의 터보제너레이터에 적용하기에는 제한적이다. 또한 현재 상용 터보샤프트 엔진의 출력이 대부분 제한되어 있기 때문에 수십 kW 터보제너레이터 개발을 위해서는 출력이 큰 터보샤프트 엔진 개발이 필수적이다.

상용 마이크로 가스터빈은 터보제트 형태로 보급되는 경우가 많으므로, 수십 kW급 터보제너레이터 개발을 위해서는 기존의 터보제트 엔진을 파생 및 전환하여 터보샤프트 엔진을 개발하는 것이 현실적인 방안이 될 수 있다. 실제 마이크로 가스터빈을 이용하여 터보팬^(6,7)을 파생 개발한 사례가 있다. 또한 터보제트 코어를 가스발생기로 활용하여 후단에 동력 터빈을 배치하여 터보프롭/터보샤프트^(8,9) 형태로 전환하는 연구도 수행된 바 있다. 단, 터보샤프트/터보프롭 설계는 200 N 정도로 낮은 추력의 터보제트 엔진에 대해서만 수행되었다. 그리고 이러한 선행 연구들은 기존의 마이크로 가스터빈 코어를 활용하여 파생 및 전환이 가능하며, 전환 설계

과정에서 구성품 간 운용 특성 개선 시 전체 엔진 성능도 향상할 수 있음을 시사한다.

다만 기 개발된 엔진을 기반으로 전환 설계를 수행하는 경우, 가스터빈 코어의 기존 운용 특성을 과도하게 훼손하지 않으면서 파워터빈 출력을 확보하는 것이 중요하다. 터보샤프트 엔진 및 동력터빈 설계에 관한 연구는 이미 보고된 바 있으나⁽⁹⁻¹¹⁾, 터보제트 코어 기반 전환 설계에서는 동력터빈의 작동점이 가스발생기 출구 조건과 부하 조건에 의해 좌우된다. 따라서 동력터빈 설계가 미흡할 경우 배압 변화로 인해 터보제트 코어의 운용 여유와 전체 효율이 동시에 저하될 수 있으므로, 이를 고려한 동력 터빈 설계가 필요하다.

본 연구에서는 300 N급 마이크로 터보제트 엔진을 가스발생기로 활용하여, 직렬형 HEP 적용을 위한 22 kW급 터보제너레이터 개념 설계를 수행하였다. 먼저 터보제트 엔진의 성능 데이터를 바탕으로 성능해석 모델을 구축하여, 목표 출력 조건에서 요구되는 동력터빈의 요구 성능을 도출하였다. 이후 동력터빈 회전수, 솔리디티(solidity), 유동계수(flow coefficient)를 설계 변수로 설정하고 전산해석을 통해 요구 성능을 만족하는 동력터빈을 공력 설계함으로써, 터보제트 코어 기반 터보제너레이터 개발을 위한 동력터빈 기초 설계 데이터를 제시하고자 한다.

2. 터보제너레이터 개념 설계 및 해석 절차

앞서 언급한 바와 같이 UAV 적용을 위한 수십 kW급 HEP용 터보제너레이터 개념설계를 수행하기 위해 300 N급 터보제트 엔진을 전환 설계 대상으로 선정하였다. 대상 엔진의 해수면에서의 주요 사양은 Table 1에 제시하였으며, 설계점 성능은 엔진 성능 데이터를 통해 확보하였다⁽¹²⁾. 다만 엔진 내부 유로 데이터는 확보되지 않아, 본 연구에서는 전체 엔진 시험 데이터만을 설계 입력으로 활용하였다.

대상 엔진을 기반으로 한 터보제너레이터 설계 절차를 Fig. 3에 제시하였다. 터보제트 엔진에 동력터빈을 추가하여 터보샤프트로 전환 설계하기 위해서는 가스발생기 터빈 출구 조건이 필요하다. 그러나 성능 데이터가 제한적이므로,

Table 1 300 N Turbojet engine specification

Parameters	Values	Unit
Idle RPM	38,000	RPM
Max RPM	98,000	RPM
Thrust @ max. RPM	250	N
Maximum EGT	700	°C
Pressure ratio	3.2	-
Mass flow	0.67	kg/s
Fuel Consumption @ max. RPM	0.82	kg/min
Weight	2500	g
Diameter	133	mm
Length	332	mm

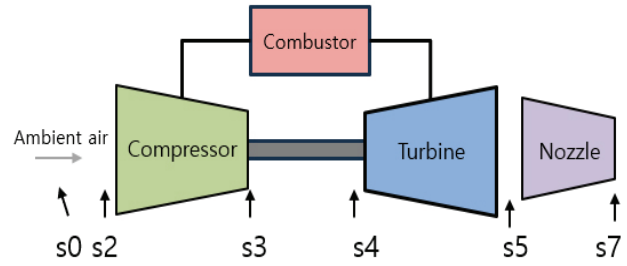


Fig. 3 Turbojet micro gas turbine schematic

이후 도출된 요구 조건을 기반으로 동력터빈 설계변수에 대한 전산해석을 수행하였다. 해석을 위한 연소 가스 물성치를 위해 공기 유량과 연료 유량을 기반으로 연료-공기 혼합비를 산정하여 주요 생성물의 질량분율을 계산하였다. Stator 및 Rotor를 포함하는 3차원 유동장을 해석 영역으로 구성하였으며, Stator-Rotor 경계면을 인터페이스로 정의하였다. 성능해석에서 도출된 가스발생기 터빈 출구 조건을 반영하여 입구 질량 유량과 입구 총온, 출구 정압을 해석 조건으로 부여하였다. 유동계수에 따른 동력 터빈 성능을 해석하여 동력 터빈 형상에 적합한 운용점을 선정하였다. 도출된 동력 터빈 형상을 바탕으로 최종 터보제너레이터를 개념 설계하였으며, 본 연구에서는 발전기 및 기어박스의 상세 설계는 범위에서 제외하였다. 대신 발전기 및 기어박스는 등가 효율로 단순화하여 모델링하고, 이를 통해 설계점에서의 시스템 수준 성능을 평가하였다.

3. 성능 해석

3.1 성능해석 방법

본 연구에서는 300 N급 마이크로 터보제트 엔진을 가스 발생기로 활용하는 터보제너레이터 개념 설계를 수행하기에 앞서, 기준 엔진의 설계점 성능 및 가스발생기 터빈 출구 조건을 도출하기 위해 MATLAB/Simulink 기반 정상상태 (steady-state) 성능해석 모델을 구축하였다. 터보제너레이터는 임무 운용 시 순항 구간에서 주로 작동한다는 점을 고려하여, 본 연구에서 정의한 터보제너레이터 설계점은 정격 회전수의 80% 지점으로 선정하였다. 성능해석에 적용한 구성품 배치 및 지점 번호(Station number)는 Fig. 3에 나타내었으며, 해석에 사용한 주요 입력 변수와 값은 Table 2에 정리하였다.

구축한 성능해석 모델은 브레이튼 사이클 기반의 정상상태 사이클 해석으로, 각 구성품은 압력비, 압력손실, 등엔트로피 효율 및 연소기 효율 등의 성능 계수로 모델링하였다. 전체 성능해석 절차는 Fig. 4에 제시하였다. 해석은 각 지점에서의 상태량이 일치하도록 계산하는 방식으로 수행하였다. 또한 본 연구에서는 엔진 내부 유로 데이터가 확보되지 않았

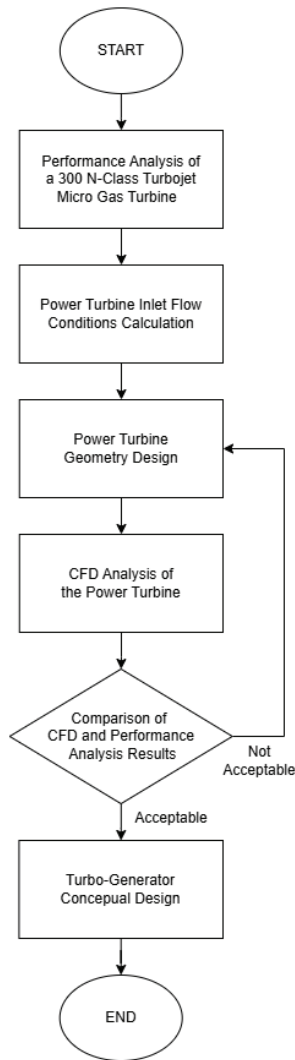


Fig. 2 Turbogenerator design process

먼저 성능해석 모델을 구성하여 성능 데이터를 통해 확보된 설계점 성능을 일치시키는 방식으로 성능해석을 수행하였다. 성능해석 결과로부터 터빈 출구 조건을 추정하고, 이를 바탕으로 동력터빈 설계 요구 조건을 도출하였다.

으므로, 설계점에서 확보된 전체 엔진 성능 데이터를 기준으로 성능 해석 결과가 일치하도록 성능 계수를 선정하였다. 이를 통해 설계점 성능을 만족하는 성능해석 모델을 확보한 뒤, 동력터빈 설계에 필요한 가스발생기 터빈 출구의 유동 조건을 성능해석 결과로부터 도출하였다.

Table 2 Parameters and values used for performance analysis

Parameter	Value	Unit
Altitude	0	ft
Delta T from ISA	0	°R
Mach Number	0	-
Inlet PR	0.98	-
Compressor PR	3.0	-
Compressor η	0.75	-
Fuel mass flow rate	0.01	kg/s
Fuel Heating Value	42.8	MJ/kg
Combustor PR	0.95	-
Combustor η	0.9	-
Turbine η	0.85	-
Turbine exit duct PR	0.99	-
Shaft speed	92,500	RPM
Mass flow rate	0.58	kg/s

성능해석 시 주요 열역학 관계식은 다음과 같다. 압축기 입구에서는 대기 조건이 정의되며 식 (1)과 식 (2)와 같이 마하수와 고도 상승을 반영하여 온도와 압력을 계산한다.

$$T_s = T_0 - L \times h \quad (1)$$

$$T_t = T_s \times [1 + MN^2 \times (\frac{\gamma-1}{2})] \quad (2)$$

압축기에서는 압력비에 따른 isentropic 출구 온도를 계산하고, 압축기 효율을 반영한 엔탈피 변화를 계산하여 출구에서의 온도를 도출한다.

$$T_{t,Out_{Isd}} = T_{t,In} \times \pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (3)$$

$$h_{t,Out} = h_{t,In} + \frac{T_{t,Out_{Isd}} \times C_{p,air} - h_{t,In}}{\eta_c} \quad (4)$$

연소기 출구에서의 상태량은 연료의 유량, 연소기 효율, 연료의 열량을 이용하여 식 (5)를 통해 계산한다.

$$h_{t,Out} = h_{t,In} + \frac{W_m \times h_{t,In} + W_{fuel} \times LHV \times \eta_b}{W_m + W_{fuel}} \quad (5)$$

터빈에서는 동일 축의 압축기와 터빈 출력이 같아야 함을 이용하여 압축기와 유사한 방식으로 출구 온도를 계산한다.

$$h_{t,Out} = \frac{[(h_{t,Out_{Isd}} - h_{t,In}) \times \eta_t + h_{t,In}] \times W_m}{W_{Out}} \quad (6)$$

노즐에서는 등엔트로피 유동 가정을 통해 계산한다.

$$F_g = W_{out} \times V_{sonic} + (P_s - P_{amb,\infty}) \times A_{exit} \quad (6)$$

3.2 성능해석 결과

회전수 100% 조건에서의 성능해석 결과는 엔진 성능 데이터와 일치하도록 보정하였으며, 터보제너레이터 설계를 위한 운용점으로 선정한 회전수 80% 조건에서의 구간별 전온도 및 전압력 분포를 Fig. 5에 나타내었다. 또한 해당 운용점에서 도출된 추력, SFC 및 연소기 출구 전온도(TIT)는 Table 3에 정리하였다. 회전수 80% 조건에서는 회전수 감소에 따라 성능이 단순 비례로 감소하지는 않지만, 전체적으로 설계점 시험 대비 성능이 감소하는 경향을 확인하였다.

압축기 구간(S2→S3)에서는 압축 과정에 의해 전압력과 전온도가 증가하였으며, 연소기 구간(S3→S4)에서는 연료

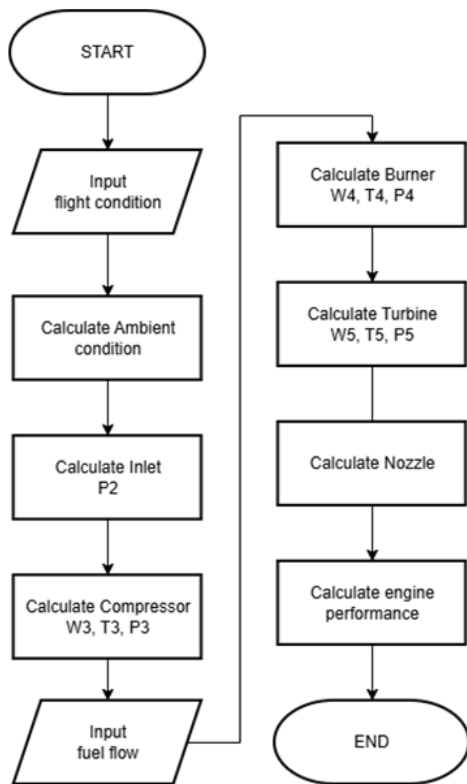


Fig. 4 Flowchart of turbojet engine design-point analysis

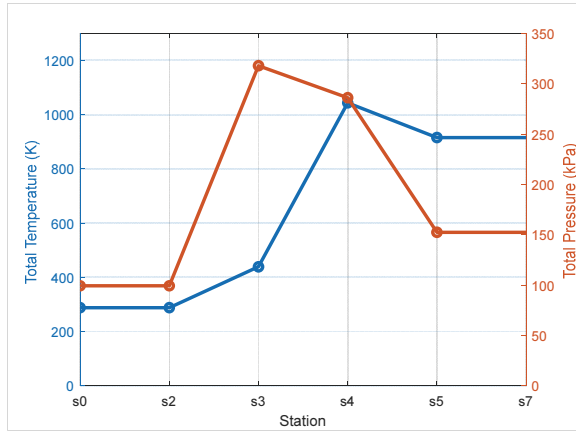


Fig. 5 MGT Station properties

Table 3 Performance analysis results

Parameter	Value	Unit
Thrsut	242.89	N
SFC	0.1486	kg/N-h
TIT	1027.22	K

Table 4 Gas generator turbine exit state variables

Parameter	Value	Unit
Mass flow	0.59	kg/s
Total pressure	145.342	kPa
Total temperature	907.25	K

연소에 따른 열유입으로 전온도가 급격히 상승하는 동시에 연소기 압력손실로 전압력이 감소하였다. 터빈 구간(S4 → S5)에서는 압축기 구동에 필요한 축동력 추출로 인해 전온도 및 전압력이 감소하는 경향을 보였다. 또한 동력터빈 설계에 필요한 가스발생기 터빈 출구 조건은 후속 절에서 동력터빈 전산해석의 경계조건으로 활용하였다.

3.3 터빈 출구 경계 조건

동력터빈 설계에 필요한 터보제트 엔진 터빈 출구의 상태량은 Table 4에 정리하였다. 성능해석 결과, 터빈 출구 전압력은 145.342 kPa, 전온도는 907.25 K, 질량유량은 0.59 kg/s로 도출되었으며, 해당 값들은 마이크로 터보제트 엔진의 운용 범위 내 도출될 수 있다고 판단되므로 타당하다. 따라서 후속 동력터빈 전산해석의 입구 경계조건으로 Table 4의 전압력, 전온도, 질량유량을 사용하였다.

그런데 유동해석을 위해서는 동력터빈 입구 속도가 필요하므로, 성능해석 결과로부터 유동 속도를 계산하였다. 우선 초기 속도를 가정하여 다음의 식 (8)과 식 (9)를 통해 속도로부터 정온도와 정압을 구하였다.

$$T = T_0 - \frac{v^2}{2c_p} \quad (8)$$

$$P = P_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (9)$$

$$\dot{m} = \rho \times v \times A \quad (10)$$

이상기체 상태 방정식을 통해 밀도를 계산하고, 식 (10)을 통해 밀도와 질량유량으로부터 속도를 도출한다. 이때 터보제트 엔진의 터빈 면적은 실측값으로부터 확보한 0.0039 m²을 사용하였다. 초기 속도를 10 m/s 부터 0.1 m/s 씩 증가시키며 초기 속도와 계산을 통해 도출한 속도의 차이가 허용오차보다 작을 때까지 반복 계산을 수행하여 가스발생기 터빈 출구 유동의 속도를 도출하였다. 이를 통해 터빈 출구에서의 축 방향 속도는 300.39 m/s이다.

4. 동력 터빈 설계

4.1 유동 면적 및 Inter-stage 디퓨저 설계

동력터빈은 기존 300 N급 터보제트 엔진과의 체적 제약 및 인터페이스 정합성을 고려하여, 가스발생기 터빈의 형상 정보를 참조해 허브 반경을 유사하게 선정하였다. Hub 반경은 가스제너레이터 터빈과 동일하게 40 mm로 설계하였으며, Tip 반경은 선행 연구를 참고하여 Hub 대 Tip 직경비를 0.62로 설정하여 64.5 mm로 하였다. 이에 따른 동력 터빈의 유동 면적은 0.008 m²이며, 해당 면적에서의 유동 속도는 145.5 m/s이다. 가스발생기로부터 배출되는 유동을 동력터빈의 확장된 단면으로 유도하기 위해 Inter-stage 디퓨저가 필요하다. 디퓨저의 형상은 conical 형으로 설계하였으며, 선행 연구를 참고하여 유동 박리가 최소화되도록 확장 각도를 15°로 하였다.

4.2 동력 터빈 블레이드 형상 설계

설계한 반경을 바탕으로 동력 터빈 Stator와 Rotor 상세 형상을 설계하기 위해선 블레이드 Span(*b*)과 Chord(*c*)의 길이 비인 종횡비(Aspect Ratio, AR) 및 Chord와 Pitch(*s*)의 비인 Solidity(σ) 선정이 필요하다. 해당 설계 변수들은 식 (11)과 식 (12)에 나타나 있으며, 선행 연구를 참고하여 선정하였다.

블레이드 Span 24.5 mm에 대하여 AR을 1.4로 설정하여 Chord 길이 17.5 mm를 도출하였으며, σ 는 1.12로 설정하여 Pitch 15.6 mm를 도출하였다. 평균 반경(R_{mean}) 52.25 mm에 대하여 식 (13)을 통해 블레이드 개수(*n*)를 계산하였다.

Table 5 Power turbine geometric design parameters

Parameter	Value	Unit
Hub-to-tip-ratio	0.62	-
AR	1.4	-
σ	1.12	-
R_{hub}	40	mm
R_{tip}	64.5	mm
R_{mean}	52.25	mm
b	24.5	mm
c	17.5	mm
s	15.6	mm
n	21	-

Table 6 Stator and rotor blade design parameters

Parameter	Symbol	Value	Unit
Stator Inlet Absolute Flow Angle	α_1	15	°
Stator Exit Absolute Flow Angle	α_2	54	°
Rotor Inlet Relative Flow Angle	β_2	10	°
Rotor Exit Relative Flow Angle	β_3	57	°

이와 같은 과정을 통해 설계한 블레이드 치수와 사용한 기하학적 설계 변수들은 Table 5와 같다.

$$AR = \frac{b}{c} \quad (11)$$

$$\sigma = \frac{c}{s} \quad (12)$$

$$n = \frac{2 \times \pi \times R_{mean}}{s} \quad (13)$$

선행 연구를 참고하여 Stator의 출구 상대 유동각을 54°로 설정하였으며 Rotor 입구 상대 유동각은 10°로 설정하였다. 여기서 α 는 절대유동각, β 는 상대유동각을 의미하며, 각각 축방향을 기준으로 정의하였다. 각 위치에서의 속도 성분과 유동각의 관계는 Fig. 6의 2차원 속도 삼각형에 나타내었다. 설계한 스테이터와 로터의 입·출구 유동각 및 속도 성분은 Table 6에 정리하였으며, 설계된 형상은 Fig. 7에 나타내었다. 평균 반경에서의 접선 속도(U)와 블레이드 회전속도(N)를 구하기 위해선 식 (14)와 식 (15)를 통해 나타나 있듯이 유동계수 선정이 필요하다. 따라서 본 연구에서는 설계한 블레이드 형상에 적합한 유동계수를 선정하고자 전산 해석을 수행하였다.

$$\phi = \frac{C_m}{U} \quad (14)$$

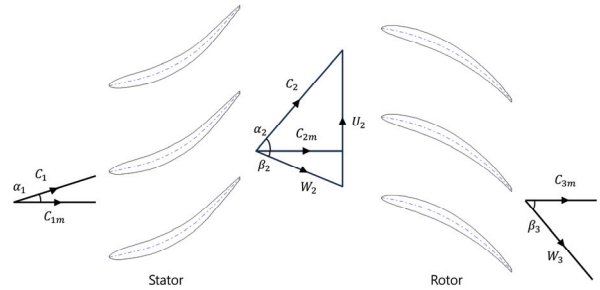


Fig. 6 Velocity triangle

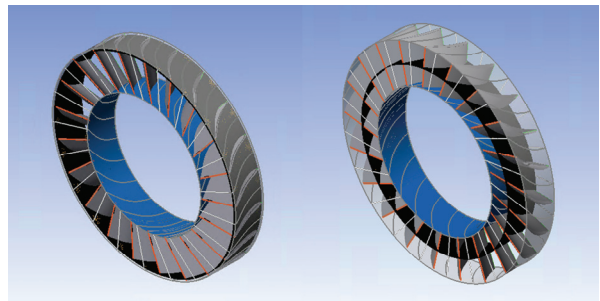


Fig. 7 Designed configuration of a stator and rotor

Table 7 Gas composition at turbine outlet of turbojet engine

Material	N_2	O_2	CO_2	H_2O
Mass fraction	0.05534	0.02171	0.75355	0.16940

$$N = \frac{U \times 60}{2 \times \pi \times R_{mean}} \quad (15)$$

4.3 동력 터빈 전산 해석

전산해석에 사용한 연소가스 조성은 외부 시험 조성 데이터를 사용한 것이 아니라, 성능해석에 사용한 공기 유량과 연료 유량을 바탕으로 계산하였다. 전산해석에서는 가스발생기 터빈 출구에서 유입되는 연소가스의 물성을 반영하기 위해 반응이 모두 종료된 것으로 가정하고, 연소 후 생성물 기체를 고정 조성비(frozen) 혼합물로 모델링하였다. 공기 유량 0.58 kg/s와 Jet A-1 연료 유량 0.01 kg/s를 기반으로 연료-공기 혼합비를 산정하였으며, 완전연소 반응식을 이용하여 주요 생성물의 질량분율을 계산하였다. 도출된 각 성분의 질량분율은 Table 7에 정리하였다.

전산해석은 ANSYS CFX를 이용하여 수행하였다. 해석 대상은 앞 절에서 설계한 동력터빈 스테이터 및 로터 형상으로 설정하였다. 계산 비용을 줄이기 위해 Stator와 Rotor 각각의 단일 블레이드 유로를 해석 영역으로 설정하였으며, TurboGrid를 이용하여 해당 유로에 대한 격자를 생성하였다. 유동해석 도메인과 경계조건은 Fig. 8에 나타내었으며, 난류모델로는 SST 모델을 적용하였다.

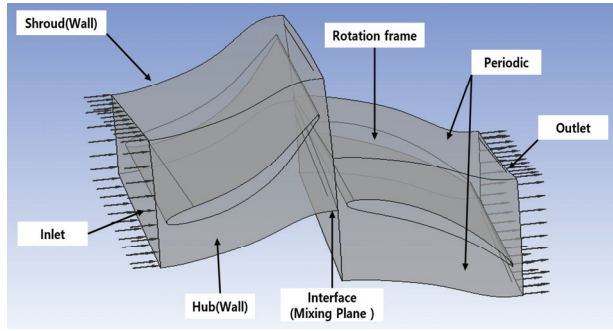


Fig. 8 Numerical calculation domain of a stator and rotor

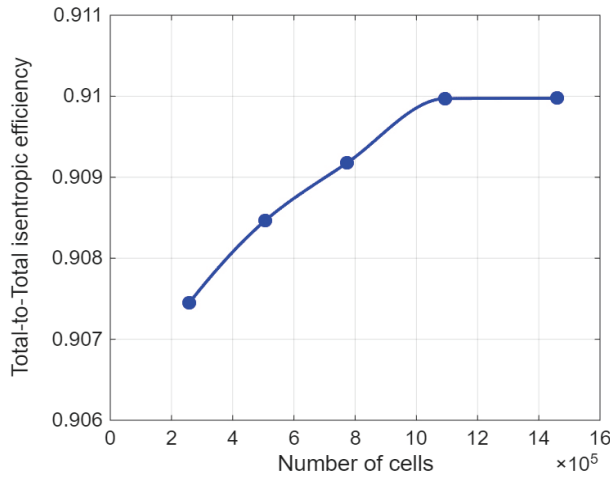


Fig. 9 Effect of number of cells on total-to-total efficiency

성능해석에서 도출된 가스발생기 터빈 출구 조건을 동력 터빈 입구 조건으로 반영하였다. 입구 조건으로는 질량유량 0.59 kg/s와 전온도 907.25 K를 부여하였으며, 출구 조건으로는 대기압 기준 게이지 정압 0.15 atm을 설정하였다. 스테이터와 로터 사이의 경계면은 혼합면(Mixing-plane) 인터페이스로 설정하여 두 영역 간 유동 정보가 전달되도록 하였다. 원주 방향에는 주기 경계조건을 적용하여 단일 유로 해석 영역이 전체 터빈 유로를 대표하도록 모델링하였다. 또한 로터 영역은 설정된 회전수에 따라 회전하는 회전체 영역으로 정의하였으며, Rotor 블레이드 끝단과 슈라우드 사이의 틈 간극을 고려하였다.

격자 독립성 검토를 위해 서로 다른 격자 수에 대해 해석을 수행하였으며, 동력터빈 입·출구 기준의 전압력-전압력 등엔트로피 효율(Total-to-Total isentropic efficiency)을 비교하였다. Fig. 9에서 보듯이 격자 수가 증가함에 따라 효율은 증가하였으나, 약 110만 개의 격자 이후에는 효율 변화가 충분히 작아졌다. 이에 따라 계산 비용과 해석 정확도를 고려하여 약 110만 개의 격자를 최종 해석 격자로 선정하였다.

유동계수에 따른 동력 터빈 성능을 해석하여 적절한 유동계수를 선정하고자 5가지 유동계수 값을 해석 Case로 선정

Table 8 Analysis cases for different flow coefficients

Case	ϕ	U [m/s]	N [RPM]
1	0.44	330.76	60,441
2	0.54	269.51	49,248
3	0.64	227.40	41,553
4	0.74	196.67	35,938
5	0.84	173.26	31,659

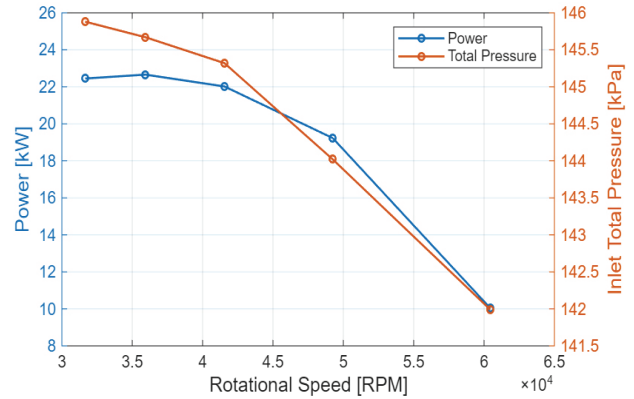


Fig. 10 Effect of rpm on power and inlet total pressure

하였다. 각 Case에 따른 유동계수 수치와 위의 식을 통해 계산된 점선 속도 및 회전속도는 Table 8에 제시되어 있다. 유동계수를 선정하기 위해 계산된 동력 터빈의 입구 유동 조건이 해석으로부터 도출된 터빈 출구 유동 조건과 유사하도록 선정하였다.

해석 결과는 Fig. 10에 도시하였으며, Case 3($\phi=0.64$)가 터보제트 터빈 출구 유동 조건을 만족하는 가장 적합한 운용점임을 확인하였다. Case 3에서 회전속도는 41,553 rpm이며, 이때 동력은 22.02 kW, 입구 총압은 145.32 kPa로 계산되었다. Case 3의 입구 총압은 사이클 해석으로부터 도출된 가스발생기 터빈 출구 전압과 가장 유사하여, 터보제트 터빈-동력터빈 간의 압력 수준이 설계 의도와 일치하는 상태임을 보여준다. 최적화를 진행할 경우 더 높은 출력을 얻을 수 있으나, 현재 설계 방법으로는 300 N급 터보제트 엔진을 개조할 경우 22 kW 정도의 터빈 출력을 도출할 수 있음을 확인하였다.

Case 3보다 유동계수가 작아져(회전속도 증가) 고속 영역으로 이동한 경우에는 출력이 감소하는 경향을 보였다. 이는 회전속도 증가에 따라 상대 유입각 및 속도 삼각형이 설계값에서 이탈하면서 로터에서의 유효 회전 일이 감소하고, 그 결과 단위 질량당 추출 가능한 엔탈피 강도가 감소하기 때문이다. 또한 과도한 회전속도에서는 블레이드 표면 손실 및 2차 유동 손실이 증가하여, 유동이 충분히 감속·전환되지 못한 채 통과하는 비효율 운용 영역으로 진입하는 것으로 해석된다.

반대로 Case 3보다 유동계수가 커져 저속 영역으로 이동

Table 9 performance of the designed power turbine

Parameter	Value	Unit
Δh_t	37.21	kJ/kg
Total torque	5.06	N-m
Power	22.02	kW
η_{tt}	0.91	-

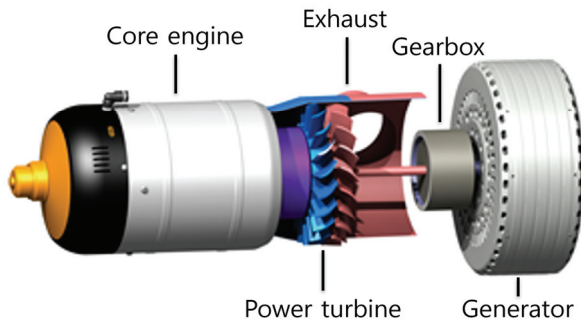


Fig. 11 Concept design of turbogenerator

한 경우에는 출력 변화는 상대적으로 크지 않으나, 입구 전압이 사이클 해석 결과와 차이를 보였다. 이는 목표 출력 수준을 유지하기 위해 터빈 단에서 요구되는 압력비 및 유량 분배가 달라지면서, 동력터빈의 유동 저항 및 요구 압력비가 설계점과 달라지고 결과적으로 가스발생기 측 배압 수준이 변화했기 때문이다. 즉, 해당 영역에서는 블레이드 형상과 회전수 조합이 설계 의도와 완전히 부합하지 않아 해석적 매칭이 원활하지 않은 운용점으로 판단된다.

따라서 본 연구에서는 설계한 블레이드 형상에 가장 적합하고, 목표 출력과 입구 총압 수준을 동시에 만족하는 Case 3을 최종 운용점으로 선정하였다. Case 3에서의 동력터빈 성능 지표는 Table 9에 정리하였다.

5. 터보제너레이터 개념 설계

설계한 동력터빈을 기반으로 터보제너레이터 개발 가능성을 검토하기 위해, 시스템 구성에 필수적인 구성품을 선정하고 요구 전력 달성 가능성 및 구성 가능성을 확인하였다. Fig. 11에는 본 연구에서 개념 설계한 터보제너레이터의 전체 구성을 나타내었다. 터보제너레이터는 코어 엔진, 동력터빈, 배기부, 감속 기어박스 및 발전기로 구성되며, 코어 엔진에서 배출되는 고온·고압의 배기가스를 이용하여 후방의 동력터빈을 구동하는 형태로 구성하였다. 동력터빈에서 발생한 축동력은 감속 기어박스를 통해 발전기에 전달되며, 이를 통해 전기에너지로 변환된다.

동력터빈 출력축으로부터 전력을 생산하기 위해서는 발전기와 회전속도 호환을 위한 감속 기어박스와 축동력을 전기에너지로 변환하는 발전기가 필요하다. 본 절에서는 상세

기계 설계보다는, 개념 설계를 위한 성능 산정 목적에서 각 구성품을 효율로 단순 모델링하였다.

5.1 기어박스

감속 기어박스는 동력터빈 설계점에서 계산된 회전속도 41,553 RPM, 5.06 Nm를 안정적으로 전달할 수 있도록 선정되어야 한다. 또한 발전기의 허용 회전속도 범위를 고려할 때, 출력축 회전수를 낮추기 위한 감속이 필수적이다. 본 연구에서는 소형 패키징에서 높은 감속비를 구현하고 토크 전달에 유리한 유성 감속기를 후보로 선정하였다. 발전기 회전속도와와의 호환을 위해 요구되는 감속비는 약 10:1로 설정하였다. 장시간 운용 시에는 기어의 마모 및 열 발생을 고려한 윤활 설계가 필요하며, 본 연구에서는 시스템 구성 가능성을 확인하는 단계이므로 기어박스의 기계 효율은 0.99로 가정하여 터보제너레이터 성능 산정에 반영하였다.

5.2 발전용 모터

발전기는 UAV 적용을 위해 중량 대비 출력이 중요한 요소이며, 본 연구에서는 상용 드론/항공용 고속 모터 계열의 효율 수준을 참고하여 발전기 효율을 보수적으로 0.90로 가정하였다. 터빈 출력 22.02 kW에 대해 기어박스 및 발전기 효율을 적용하면, 기대 발전 전력은 개념 구성 수준에서 약 20 kW급 전력 생산이 가능함을 확인하였다. 향후 발전기 효율 향상과 동력터빈 형상 및 운용점 최적화가 병행될 경우, 동일 플랫폼에서 수 kW 수준의 추가 전력 향상도 기대할 수 있다.

6. 결 론

본 연구에서는 UAV에 적용하기 위한 하이브리드 전기추진시스템용 터보제너레이터를 개발하기 위한 개념 설계가 수행되었다. 터보제트 마이크로 가스터빈을 활용하여 터보제너레이터의 주요 부품인 터보샤프트로의 개조를 위해 동력 터빈의 설계를 수행하였다. 본 연구의 결과를 요약하면 다음과 같다.

터보제트 엔진의 성능해석 모델링을 구성하여 마이크로 가스터빈 엔진의 RPM throttle 80 % 지점에서의 설계점 성능해석을 수행하였다. 시뮬레이션 결과 터빈 출구에서 질량 유량 0.59 kg/s, 압력 145.342 kPa, 온도 907.25 K을 도출하였다.

시뮬레이션 결과를 통해 도출한 터빈 출구 유동 조건을 사용하여 유동 속도를 계산하고, 이를 바탕으로 동력 터빈의 형상 설계를 수행하였다. 선행 연구를 참고하여 기하학적 형상 설계를 위한 변수들을 선정하고, 이를 통해 블레이드의

치수를 도출하였다. 설계한 터빈 블레이드의 유동 해석을 수행하기 위해 연소가스를 모델링하고 격자 구성과 경계 조건을 설정하였다. 유동계수 선정을 위한 전산 해석 결과, 설계한 동력 터빈 형상이 유동 계수 0.64에 따른 41,553 RPM에서 가장 좋은 성능을 보였으며, 22.02 kW의 출력 성능이 확인되었다. 터보제너레이터 개발을 위해서 필요한 부품들을 구분하고 약 20 kW급 터보제너레이터의 개념 설계를 완료하였다.

후 기

이 논문은 2026년도 인하대학교의 지원에 의하여 연구되었음

References

- (1) Zhang, B., Song, Z., Zhao, F., and Liu, C., 2022, "Overview of Propulsion Systems for Unmanned Aerial Vehicles," *Energies*, Vol. 15, No. 2, Article No. 455.
- (2) Corcau, J.-I., Dinca, L., Cucu, A.-A., and Condrea, D., 2025, "Drone Electric Propulsion System with Hybrid Power Source," *Drones*, Vol. 9, No. 4, 301.
- (3) Lee, D.-H., Kang, Y.-S., and Jung, H.-Y., 2020, "Trends of Micro Turbojet Engines within Thrust Range up to 1,000 N," *The KSFM Journal of Fluid Machinery*, Vol. 23, No. 6, pp. 25~33.
- (4) Large, J., and Pesyridis, A., 2019, "Investigation of Micro Gas Turbine Systems for High Speed Long Loiter Tactical Unmanned Air Systems," *Aerospace*, Vol. 6, No. 5, 55.
- (5) Frigioescu, T.-F., Badea, G. P., Dombrowschi, M., Condruz, M. R., Crunteanu, D.-E., and Cican, G., 2023, "The Design and Development of a UAV's Micro-Turbogenerator System and the Associated Control Testing Bench," *Electronics*, Vol. 12, No. 24, 4904.
- (6) Kadosh, K., and Cukurel, B., 2017, "Micro-Turbojet to Turbofan Conversion Via Continuously Variable Transmission: Thermodynamic Performance Study," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 139, No. 2, 022603.
- (7) Hwang, Y.-S., Kim, S.-M., Lee, D.-E., Lee, D.-H., Jung, H.-Y., and Kang, Y.-S., 2023, "Research of Turbofan Engine Derived from Micro Turbojet Engine," *The KSFM Journal of Fluid Machinery*, Vol. 26, No. 2, pp. 36~42.
- (8) Golchin, H., Ommi, F., and Saboohi, Z., 2020, "Assessment of converting approach to efficient design of micro-turboprop engines," *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 33, No. 2, pp. 572~588.
- (9) Öttl, C., and Willinger, R., 2020, "Thermodynamic and Mechanical Design Concept for Micro-Turbojet to Micro-Turboshaft Engine Conversion," *Proceedings of ASME Turbo Expo 2020*, GT2020-14498.
- (10) Kang, Y. S., Jun, Y. M., and Kim, J. H., 2018, "Main Components Design of a Small Turboshaft Engine," *The KSFM Journal of Fluid Machinery*, Vol. 21, No. 2, pp. 19~26.
- (11) Seo, H. J., Kim, D. H., Nho, Y. C., and Kim, J. S., 2025, "Aerodynamic Design and Analysis of 2-Stage Axial Power Turbine in Unmanned Turbo-shaft Engine," *The KSFM Journal of Fluid Machinery*, Vol. 28, No. 2, pp. 73~78.
- (12) Swiwin USA, 2026, "Swiwin Turbines SW300B - 67.44 lb/30kg output," *Product Specification*, Swiwin USA, available online, accessed May 7, 2026.
- (13) Brighenti, C., Tomita, J. T., Silva, F. A., and Carneiro, H. F. F. M., 2015, "One-Stage Power Turbine Preliminary Design and Analysis," *Journal of Aerospace Technology and Management*, Vol. 7, No. 2, pp. 157~169.
- (14) EMRAX, 2023, "EMRAX 188 Electric Motor Datasheet," Version 1.6.