

소형 가스터빈엔진 전기시동 시스템 기본설계 절차

임병준* · 이동호* · 전용민* · 안이기*

Preliminary Design Procedure of Electric Starting System for Small GasTurbine Engine

Byeungjun Lim*[†] · Dongho Rhee* · Yongmin Jun* · Ieeki Ahn*[†]

ABSTRACT

For gas turbine engine starting, external power should be supplied with engine to accelerate to suitable rotational speed for air and fuel ignition conditions. Electric starting system for small gas turbine engine has simple system and light weight, so it is generally used for small aircraft. For system analysis of gas turbine engine electric starting system, Characteristics of battery, start motor, engine drag torque should be analyzed and theirs temperature effects should be considered. In this paper, preliminary design procedure of small gas turbine engine electric starting system and major design parameters were described.

초 록

가스터빈엔진의 시동을 위해서는 점화가 가능한 공기 및 연료 조건이 되도록 외부 동력으로 엔진을 가속시켜 주어야 한다. 항공기용 소형 가스터빈엔진의 전기식 시동시스템은 구조가 간단하고 중량이 작아 소형 항공기에 주로 사용된다. 가스터빈 엔진의 전기 시동시스템 해석을 위해서는 배터리, 시동 모터 특성 및 엔진 drag 토크의 분석이 필요하며, 엔진의 사용 온도에 따라 각각의 특성을 반영하여 시동 시스템을 분석하여야 한다. 본 논문에서는 소형 가스터빈엔진의 전기시동 시스템 기본 설계 과정 및 주요한 설계 파라미터에 대하여 기술하였다.

Key Words: Electric Starting System(전기시동 시스템), Preliminary Design Procedure(기본설계절차), Gas Turbine Engine(가스터빈엔진), Battery(배터리), Start Motor(시동모터), Drag Torque(드래그 토크)

1. 서 론

가스터빈엔진 시동을 위해서는 점화가 가능한 공기 및 연료 조건이 가능하도록 외부에서 시동 동력을 공급해 주어야 한다. 항공기의 경우, 별도의 외부 동력원 없이 탑재된 장비만으로 시동이 가능하여야 하므로 콤팩트한 시동시스템이

* 한국항공우주연구원 항공엔진팀

† 교신저자, E-mail: bjlim@kari.re.kr

요구되며 각종 환경 조건에서도 시동 신뢰성을 확보하여야 한다. 시동방식은 크게 공기시동, 전기시동, 유압시동 방식 등으로 나뉘어진다. 전기식 시동시스템은 시스템이 단순하기 때문에 소형 항공기나 보조동력장치에 주로 사용된다. 본 논문에서는 항공기용 소형 가스터빈엔진의 전기시동 시스템 기본설계 절차 및 주요한 설계 파라미터에 대하여 기술하였다.

2. 가스터빈 시동시스템 개요

2.1 가스터빈 시동절차

가스터빈엔진은 일반적으로 기어박스에 연결된 시동기에 의해 압축기가 구동되어 연소에 필요한 공기를 공급한다. 또한 점화가 일어난 후에는 idle 속도에 도달할 때까지 시동기로부터 엔진에 토크가 공급되어 연소가스에 의한 구동력과 함께 엔진을 가속시킨다(Fig. 1). 시동시스템은 초기 상태에서 엔진을 점화에 필요한 회전수까지 가속시켜 줄 수 있어야 하며 점화 이후에도 idle 속도까지 적절히 토크를 공급해 주어야 hung start 등을 방지 할 수 있다. 항공기용 전기시동시스템의 경우, 시동기 구동에 필요한 전력 뿐 아니라 엔진 제어기에 필요한 전원도 안정적으로 공급할 수 있어야 한다.

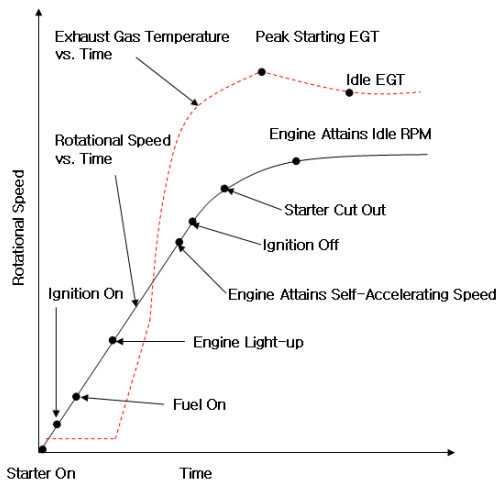


Fig. 1 Gas Turbine Engine Starting Procedures

2.2 시동시스템 종류 및 특징

대형 항공기의 가스터빈엔진은 주로 보조동력장치의 공압을 이용한 공기 시동방식을 사용하고 전기시동 시스템은 보조동력장치, 지상동력장치나 소형 항공기 등에 사용된다. 공기 시동기는 전기 시동기에 비해 중량 대 출력비가 크지만 보조동력장치 같은 별도의 공기 공급장치가 필요하다[1]. 전기시동 시스템은 배터리와 시동기로 구성되며 발전기와 시동기가 통합된 시동발전기가 많이 사용된다. Fig. 2는 시동기 종류에 따른 시동토크 특성을 보여준다[2].

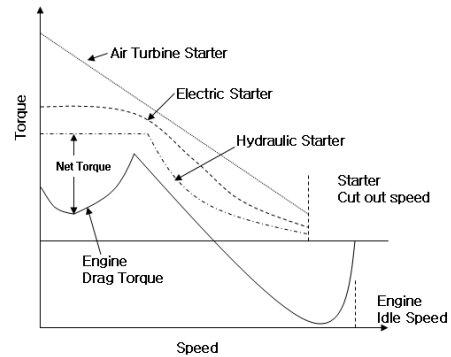


Fig. 2 Typical Starters-Engine Torque Characteristics

3. 가스터빈 전기시동시스템 개요

3.1 구성

가스터빈엔진 전기시동 시스템은 배터리와 전기 시동기로 이루어지며 시동 시스템 설계를 위해서는 가스터빈엔진과 제어기의 특성도 고려하여야 한다. 배터리는 제어기의 작동을 위한 전력을 공급하며 제어기는 배터리로부터 공급된 전력과 시동신호를 시동기로 전달한다. 또한, 제어기는 가스터빈엔진 시동에 필요한 전력 및 제어신호를 가스터빈엔진에 공급한다(Fig. 3).

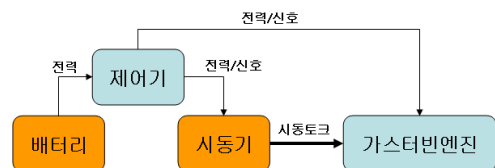


Fig. 3 Schematic of electric starting system

3.2 설계 고려 사항

(1) 배터리 : 항공기용 배터리의 주요 기능은 비상상태에서의 운전과 엔진 시동으로 분류된다. 비상상태에서의 운전은 낮은 출력으로 장시간 에너지를 공급할 수 있는 능력을 나타내며 Ah로 용량을 표시한다. 1Ah는 1A의 전류를 1시간동안 공급할 수 있는 용량을 의미한다. 엔진 시동을 위해서는 매우 짧은 시간(수 초) 동안 순간적인 출력을 공급해야 하는 운전 모드로 배터리의 방전특성으로 나타낸다. 엔진 시동 시스템을 설계하기 위해서는 배터리의 용량보다 방전특성이 중요하다.

(2) 전기 시동기 : 시동기에 적용되는 Motor의 Type은 브러시 DC Motor로 DC전압을 인가하여 운전이 되는 형태의 모터이다. 이는 그 구조가 매우 간단하고 강건하여, 엔진 시동에 보편적으로 적용되고 있다. 시동 모터의 성능 곡선은 각 전압에 따른 N-T(속도-토크) 곡선을 나타낸 것이며, 여기에 전류에 따른 토크를 함께 나타낸다.

(3) 가스터빈엔진 : 가스터빈엔진에서 시동 성능에 미치는 가장 중요한 요인은 drag torque이다. Drag torque는 시동기로부터 공급되는 토크에 저항으로 작용하며 시동기 공급토크와의 차이에 의해 엔진이 가속된다. 낮은 회전수에서 drag torque는 오일의 점성에 의해 영향을 받고 회전수가 증가함에 따라 압축기와 터빈의 공력 저항이 커진다.

(4) 제어기 및 전기 구성품 : 전기 시동시스템은 시동 초기 많은 출력을 사용하기 때문에 전압 강하가 발생한다. 시동시스템 설계시 전압강하에 의한 전기 구성품의 오동작이 발생하지 않도록 고려하여야 한다.

(5) 저온 특성 : 배터리 성능은 저온에서 급격히 저하되기 때문에 전기 시동시스템의 저온 시동 능력을 확보하는 것이 매우 중요하다. 따라서 저온에서의 배터리 방전 특성을 설계에 반영하여야 한다. 또한, 가스터빈엔진도 저온에서는 drag torque가 증가하기 때문에 이에 대한 특성을 고려하여야 한다.

5. 전기 시동시스템 기본설계 절차

가스터빈 엔진의 전기 시동시스템 해석을 위해서는 배터리, 시동 모터 특성 및 엔진 Drag 토크의 분석이 필요하며, 엔진의 사용 온도에 따라 각각의 특성을 반영하여 시동 시스템을 분석하여야 한다. 전기 시동시스템의 기본설계 절차는 Fig. 4와 같다.

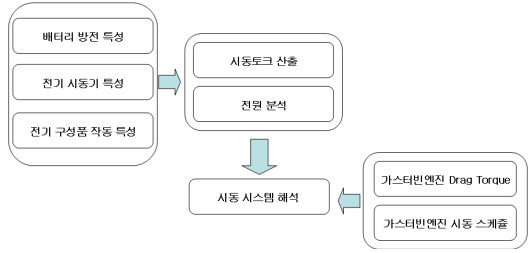


Fig. 4 Electric starting systems preliminary design procedures

(1) 시동토크 산출 : 시동토크 산출을 위하여 배터리의 방전특성을 통해 초기 입력 전류와 전압을 계산한다. 본 논문에서는 SAE AIR 1602의 절차를 기본으로 시동토크 산출 방법을 기술하였다[3]. 일반적으로 배터리 방전특성은 15초 동안 초기 전압의 50%로 떨어질 때 전류값(I_{mp})을 기준으로 한다(Fig. 5). 이때, 배터리부터 시동기까지의 전압 강하, 온도에 따른 영향, 배터리의 충전상태를 고려한다(I_{mpe}). 배터리 방전특성 곡선으로부터 각각 기준 전류의 100%, 80%, 60% 전류와 초기 전압의 50%, 60%, 70% 전압이 교차하는 점을 시동기 특성곡선에 표시한 뒤, 이 점들을 연결하여 시동시스템의 토크 곡선을 산출한다(Fig. 6).

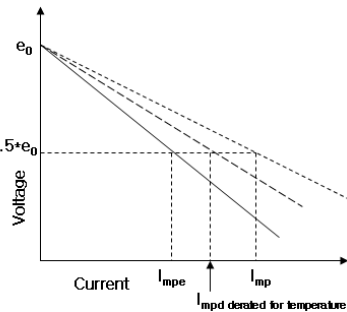


Fig. 5 Battery load regulation characteristic

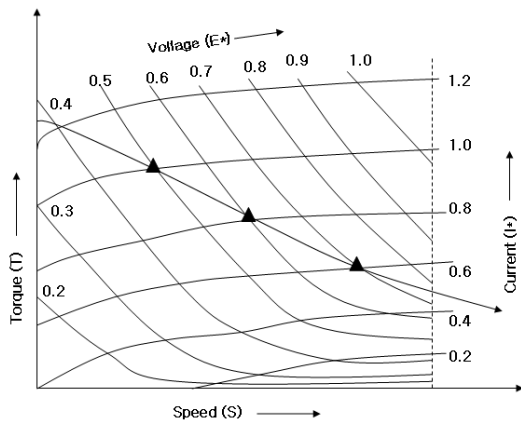


Fig. 6 Battery-Starter system analysis

(2) 가스터빈엔진 drag torque : 가스터빈엔진 drag torque는 점성, 기계적 손실, 압축기-터빈 공력 손실 등과 관련이 있으며 해석이 매우 어려우며 실험을 통한 측정도 제약이 따른다. 따라서, 이러한 영향을 고려하여 초기 시동토크를 충분히 확보하여 설계에 반영하여야 한다.

(3) 가스터빈엔진 시동 스케줄 : 가스터빈엔진 시동은 시동신호 인가 후, 점화 및 엔진 아이들 회전수까지 도달하여야 완료되므로 이와 관련된 시동 스케줄(점화기 작동시점, 연료 공급 시점, 연료량, 시동기 cut-out 등)을 적절히 설계하여야 한다.

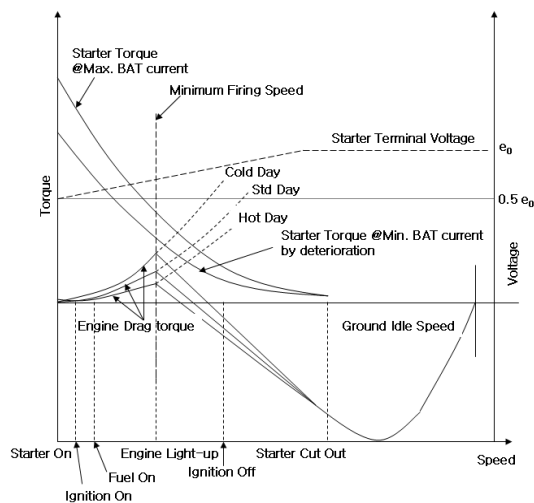


Fig. 7 Typical Gas Turbine Engine-Electric Starting System Characteristics

(4) 전원 분석 : 항공기 탑재 상태에서 엔진 시동 이외에 배터리 전력을 소모하는 장치가 있다면 이에 따른 전압 강하를 고려한다. 이때 저온 상태의 전압 강하도 고려하여야 한다.

(5) 시동시스템 해석 : Fig. 7은 전형적인 가스 터빈 엔진 전기시동 시스템의 시동특성을 보여 준다. 시동기 공급 토크는 배터리 운용에 따른 성능 저하를 고려한 최소 전류에도 시동이 가능하여야 하며, 전 시동 구간에서 규정된 최소 전압 이상을 공급하여야 한다.

6. 결 론

본 논문에서는 가스터빈엔진의 전기시동 시스템의 기본설계 과정을 기술하였다. 전기 시동시스템은 구조가 간단하지만 저온에서 배터리 성능저하가 크고 시동기의 중량 대비 출력이 낮으므로 최적 설계가 어렵다. 특히 항공기의 경우 중량을 고려하여야 하므로 기본설계 단계에서 배터리 및 시동기의 최적 설계가 매우 중요하다. 기본설계 단계에서는 가스터빈엔진 drag torque의 정확한 예측이 어렵고 운영 중 배터리 충전 상태가 저하 될 수 있으며 저온 상태에서 배터리 성능이 크게 저하되므로 시동 신뢰성 확보 및 최적의 시스템 설계를 위해서는 이러한 요소들을 고려하여 설계하여야 한다.

참 고 문 헌

1. Charles, E. Otis and Peter A. Vosbury., Aircraft Gas Turbine Powerplants, Jeppesen Sanderson Inc., 2002
2. SAE AIR 4151, Introduction To Starting Systems, 1996
3. SAE AIR 1602, Starter System Optimization Start Analysis, Turbine Engine-Electric, Battery Power, 1987