항공기용 가스터어빈 엔진의 예비설계
Preliminary Design of Aircraft Gas Turbine Engines

夫 俊 洪*

〈 목 차 〉

Ⅰ. 서 론
Ⅱ. 예비설계 과정
Ⅲ. 결 론

Ⅰ. 서 론

현대적 항공기에 동력장치 즉 엔진으로 사용되는 가스터어빈은 터어보제트(turbojet), 터어보 프롭(turboprop), 터어보팬(turbofan), 프롭팬(propfan) 등의 기본 분류외에도 후기연소기(afterburner)의 장착여부 등에 의해 여러 형태로 구분할 수 있다. 최근의 항공기 한 대의 가격은 대체로 기체구조물(동체와 날개 포함), 전자장비(통신, 항법, 추적 및 제어 계통), 그리고 엔진이 각각 1/3 정도의 비중을 차지한다. 이는 역사적으로 항공기의 발달이 기체 위주로 이루어져 왔으나, 최근의 경향은 항공기에 요구되는 다양한 기능과 정확하고 신뢰성있는 작동을 위해 각종 전자장치가 거의 필수화되고 있음을 반영하는 것이다. 또한 엔진의 경우는 경쟁력을 보유한 제작 및 공급자가 세계적으로 몇 개의 회사에 불과하다. 전투기나 대형 여객기를 구입하는 경우에 항공기 제작사는 수요자로 하여금 몇몇 다른 엔진 제작사에서 공급하는 엔진을 선택하도록 하는 것이 통상적이다.

*한국항공대학교 항공기계공학과 助敎授

한편 국내의 항공기 엔진 관련 기술은 정비 관련 분야에서는 어느 정도의 경험을 보유하고 있다고 할 수 있으나, 설계와 제작 등 생산관련 분야에서는 부분적 가공과 조립 등 아직 노동집약적 단계에 머물고 있으므로, 고부가가치를 위한 기술집약적 차원으로 도약하기 위해서는 전략적이고 장기적인 투자가 조속히 이루어져야 한다. 실제로 최근 국내에서 제작되었다고 하는 한국형 항공기들은 기체를 국내 제작하였을 뿐 엔진은 외국에서 수입하여 장착한 것이라는 사실은 엔진 분야에서의 후진성을 증명해 주고 있는 예이다. 기체설계 위주로 지금까지 지배적인 요소(component) 차원의 관점에서 벗어나 체계(system) 차원의 관점으로 각 요소들의 조합과 균형을 이룰 수 있는 전문적 연구가 절실하다고 할 수 있다.

공학(engineering)의 관점에서 실은 부분적 구성요소의 상세설계에 못지 않게 중요한 것이 체계종합(system integration) 능력이라고 할 수 있을 것이다. 전자가 고도의 해석적(analytical) 기능을 요하는 부분이라면 후자는 경험적 사실을 고려하여 해석적 기술의 조절과 절충 때로는 방향 제시의 기능을 담당하는 중요한 부분이다. 공학은 현실을 바탕으로 한 학문이며, 이때 현실이란 경제 및 사회적 인자까지도 포함한다. 따라서 통상적 관념에 의해 전자의 부분만이 강조되어 온 국내의 현실은 항공기 엔진 관련 분야의 반성과 방향 설정을 위해서 극복되어야 한다.

설계과정은 확인된 필요성에 의해 시작되며 동시에 그로 인해 제한을 받는다. 항공기 엔진은 많은 기술적 분야가 복합된 시스템으로 대표적 분야만 해도 열역학, 공기역학, 열전달, 연소, 구조, 재료, 가공, 윤활, 계측 그리고 제어 등을 들 수 있다. 이러한 시스템을 설계할 경우 대체로 여러 개의 타당한 해결책들이 존재하는데, 이 중 최선의 해결책이란 시간과 공간에 근거한 한 관점에 의해 선정되어지며, 이를 위해 본질적으로 반복적 탐색과정을 동반하게 된다.

항공기 엔진 설계에서 전반적 관점의 윤곽은 예비설계(preliminary design) 과정에서 반영되어야 하므로 예비설계는 상세설계 이상으로 중요하다. 이러한 합리적 예비설계의 필요성은 최근 미국항공우주학회(AIAA)에서 발간되는 관련 분야 기술교재에 반영되고 있으며, 이는 국내의 관련 분야 종사자들에게도 좋은 반성의 자료가 될 것이다. 본 논문에서는 예비설계에 대한 개념의 정립과 수행 방법, 그리고 그 결과에 대한 논의를 수행하려 한다.

Ⅱ. 예비설계 과정

가. 예비설계과정의 개요

항공기용 가스터어빈 엔진 설계의 절대적 시방서란 없으며, 각 단계는 과제의 본질과 제작사의 경험에 따라 달라질 수 있다. 특히 기존 엔진의 개조가 아닌 새로운 엔진의 개발은 보다 많은 해석과 반복 설계 수행과정을 요한다. 그러나 어느 정도 일반화된 설계과정의 윤곽은 존재한다고 할 수 있다. 즉, 개념설계(conceptual design), 예비설계, 상세설계, 요소설계, 시험 및 개발, 그리고 생산으로 이어지는 일련의 과정이다. 이 중에서 가장 기초적 과정이라고 할 수있는 예비설계과정은 설계사양의 결정(RFP의 분석), 설계제한조건의 해석, 열역학적 싸이클의 해석, 회전기계의 형태선정, 설계점(design point)해석 및 탈설계점(off-design)성능해석, 그리고 최적화(optimization)과정 등을 통해 요구되는 바 성능을 낼 수 있는 엔진의 개략적 크기와 주요 구성부의 형태및 구성부간의 조합을 결정하는 단계라고 할 수 있다. 예비설계 과정은 그림 1에 요약되어 있다.

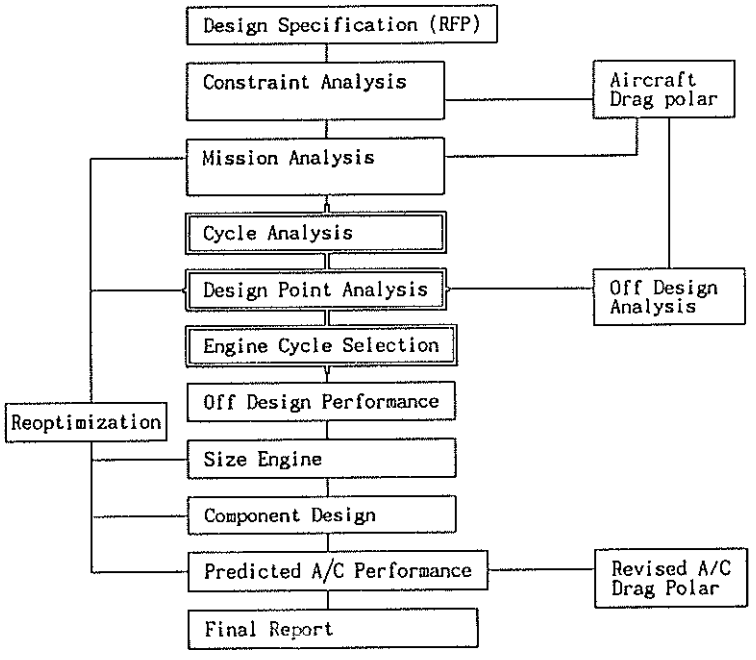

그림 1. 항공기 추진기관의 예비설계 순서

(Fig.1. Preliminary Design Sequence of Aircraft Gasturbine Engines)

나. 수요의 확인: RFP의 작성

항공기의 엔진은 그것이 장착될 항공기의 특수용도에 적합하게 설계되어야 한다. 엔진의 수요자들이 항공기의 요구성능을 서술하기 위해 보통 사용하는 방법은 RFP(Request For Proposal)의 작성인데 여기에는 필수적 구비사항이 상술된다. RFP는 항공기의 최종 비행특성과 성능에 관한 요구사항들이며, 이 요구사항들이 어떻게 얻어지는가 하는 방법에 대해서는 언급하지 않는다. 실제로는 보통 이미 수년 전부터 엔진의 수요자와 공급자간에는 정보 및 의사교환이 있게 되며, 이에는 어떠한 성능의 엔진이 어떠한 사양의 항공기에 필요하다는 사실과 최근및 가까운 미래의 엔진 개발기술이 어느 정도라는 예측 등이 포함된다. 따라서 RFP는 일련의 상호 작업에 대한 이정표라고 할 수 있으며, 엔진의 제작자(공급자)가 RFP를 제출한다 함은 모험이 내포되기는 하지만 성공에 대한 상당한 가능성이 있다는 것을 의미한다. 물론 한 RFP는 여러 개의 기체 및 엔진 제작회사들에게 보내지므로 진행 과정에서 제작사들 끼리의 정보교환과 경쟁이 있게 될 것이다.

새로운 항공기와 엔진 시스템의 개발비는 막대하므로 경쟁력 있는 시스템을 개발하기 위해 각 제작사는 보유한 첨단의 기술들을 전부 동원하여 RFP의 검토에 착수하게 된다. RFP는 사업이 진행중에도 필요에 따라 가끔 가능한 범위내에서 수정될 수도 있으나, 일단 엔진 개발의 목표가 설정된 것으로 생각할 수 있다. 엔진의 수요자는 면밀한 공학적 검토를 통해 RFP에 구속조건들(constraints)을 명시하여야 한다. 엔진의 제작자들은 이 조건들의 의미를 처음부터 파악할 수 없을지 모르나, 이 구속 조건들의 중요성을 나름대로 판단하여 그들의 우선 순번까지 검토할 수 있게 된다면 충분한 이해로 개발과정이 성숙되고 있다고 할 수 있다.

설계자는 설계과정의 각 단계에서 관련 개념을 명확히 설명하고 필요한 모든 해석적 계산 방법을 구비하고 제시하여야 하며, 이들은 물리적 법칙에 기초한 것이어야 한다. 계산 결과는 실용성 있는 정확도를 보유하여야 하며, 경향을 분석하고 제시하는 토론 과정이 있어야 한다. 즉, 현실적이며 객관성 있는 전체 설계과정을 제시할 수 있어야 한다. 한편, 필요에 따라 해석적 도구는 다른 대안으로 교체 가능할 것이며, 수요자의 관심사는 특별히 검토할 것이 바람직 하다.

한 예로서 대형 여객기에 장착될 엔진의 RFP에는 다음 사항이 포함될 수 있다.

최대 유상하중 : 61,690 kg~66,224 kg
이륙거리: 3,185 m (10,450 ft) 35 ft at S/L , 377,840 kg
착륙거리: 2,109 m at 285,763 kg
최대기준속도: 529 knot (980 km/h,603 mph) at 317,515 kg
9145 m (30,000 ft)
순항거리: 10,562 km (6,563 miles) 이륙중량 377,840 kg

다. 구속조건 해석(Constraint Analysis)

항공기와 엔진으로 구성되는 시스템의 구속조건 해석은 주로 최소의 해면고도 이륙시 추력부하(thrust loading at sea level takeoff)와 이륙시의 날개부하(wing loading at takeoff)간의 함수관계를 파악하여 수행된다. 전자는 추력대 중량비(thrust-to-weight ratio)라고도 하며 T_{SL}/W_{TO}의 기호로 표시하고, 후자는 날개 단위면적당의 부하를 나타내며 W_{TO}/S의 기호로 표시된다. 추력부하가 최소한 임의로 선정된 최대의 날개부하보다 같거나 크면 조건을 만족하므로 이 함수관계는 선(line)이 아니라 영역(space)을 나타낸다고 할 수 있다. 그림 2에서

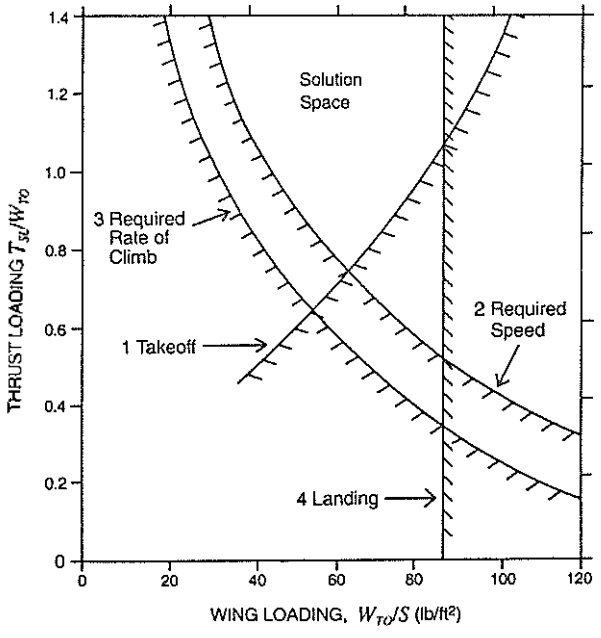

그림 2. 구속조건의 해석.
(Fig.2. Constraint Analysis)

의 예는 1) 일정 길이의 활주로에서 이륙할 때, 2) 일정한 고도에서 요구되는 속도로 비행할 때, 3) 주어진 고도, 속도 및 상승율로 상승할 때, 그리고 4) 일정한 길이의 활주로에서 역추력 없이 착륙할 때에 각각 필요한 조건 영역을 제시하고 있다. 허용영역(solution space)의 내부에 들기만 하면 모든 조건이 만족됨을 알 수 있는데, 이 영역내의 어떤 특수한 한 점이 최선의 해답인지는 여러 가지 다른 조건과 성능해석을 통해서 정해질 수 있다. 그림 3은 특별히 수송기 및 여객

그림 3(a)

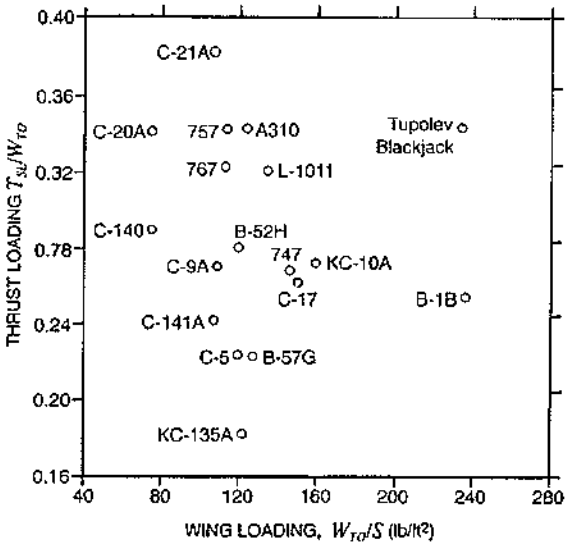

그림 3(b)

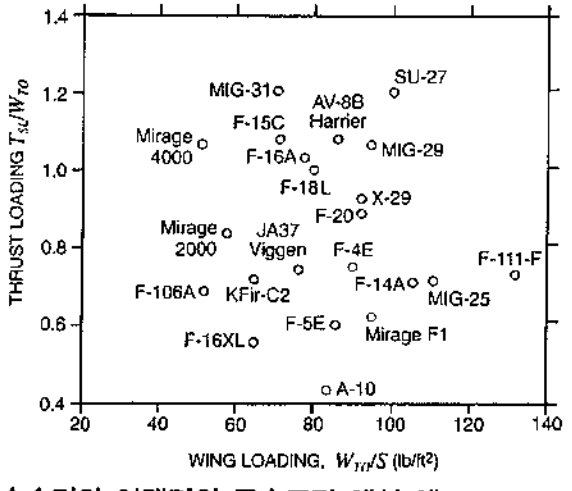

그림 3. 수송기와 여객기의 구속조건 해석 예

(Fig. 3. Thrust Loading vs Wing Loading: Cargo and Passenger Aircraft)

기의 경우에 알려진 기종들에 대한 자료이다. 대형 여객기에 사용되는 기종인 Boeing 747의 경우를 보면 T_{SL}/W_{TO} = 0.268, W_{TO}/S = 148 (lb/ft^2) 임을 알 수 있다.

보통 구속조건 해석에 고려되는 경우들은 다음과 같다.

- Constant Altitude/Speed Cruise (일정 고도/속도 순항)
- Constant Speed Climb (일정 속도 상승)
- Constant Altitude/Speed Turn (일정 고도/속도 선회)
- Horizontal Acceleration (수평 가속)
- Takeoff Ground Roll (이륙 지상 활주)
- Braking Roll (제동 활주)
- Service Ceiling

이러한 비행성능의 해석에 사용되는 설계도구로 유용한 기본식은 다음과 같은 에너지 방정식이다.

$$\{T-(D+R)\}V = W\frac{dh}{dt} + \frac{W}{g_o}\frac{d}{dt}\left(\frac{V^2}{2}\right) \tag{1}$$

여기서 T는 추력, D는 수직항력, R는 부가 항력, V는 비행속도, W는 항공기의 중량, h는 고도, g_o는 중력가속도, 그리고 d/dt는 시간에 대한 미분 즉 변화율을 나타낸다. 그러면 윗식의 좌변은 추진기관이 공급해야 하는 동력, 우변 첫 항은 항공기의 위치에너지 변화율, 그리고 우변 제 2항은 항공기의 운동에너지 변화율을 의미한다. 이는 그림 4에 개념적으로 나타나 있다.

순간적 위치에너지 및 운동에너지의 합 $(h+V^2/2g_o)$을 에너지높이(energy height) z_e로 표시하면 식 (1)은 무차원 형태로 다음과 같이 쓰여질 수 있다.

$$\frac{T-(D+R)}{W} = \frac{1}{V}\frac{d}{dt}\left\{h+\frac{V^2}{2g_o}\right\} = \frac{1}{V}\frac{dz_e}{dt} \tag{2}$$

윗식의 좌변은 항공기의 특성을 대변할 수 있는 중요한 항이며, 이에 속도 V를 곱한 것을 중량비여유동력(weight specific excess power)라고 하며, P_s로 표기한다.

$$P_e = \frac{dz_e}{dt} = \frac{d}{dt}\{h + \frac{V^2}{2g_o}\} \tag{3}$$

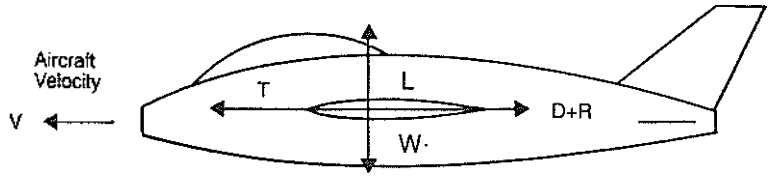

그림 4. 항공기에 작용하는 힘
(Fig. 4. Forces on Aircraft)

한편 추력과 중량은 각각 장착추력(installed thrust)과 순간중량(instantaneous weight)을 사용해야 하는 경우가 있으며 이 때는 다음 식과 같이 계수 α와 β를 사용한다.

$$T = \alpha T_{SL} \qquad \text{그리고} \qquad W = \beta W_{TO} \tag{4}$$

installed engine thrust lapse α는 고도, 속도 및 후기연소기 작동여부에 따라 달라지며, β는 연료소모량과 부하의 크기에 따라 달라질 수 있다. 이들을 식 (2)에 대입하면 다음 관계식을 얻을 수 있다.

$$\frac{T_{SL}}{W_{TO}} = \frac{\beta}{\alpha}\{(\frac{D+R}{\beta W_{TO}}) + \frac{1}{V}\frac{d}{dt}(h + \frac{V^2}{2g_o})\} \tag{5}$$

β는 0.5(착륙시)에서 1.0(이륙시) 사이의 값을 가지며, α는 대표적인 경우에 경험식으로 알려져 있는데, 예를들어 마하수 0.9이하의 고바이패스 터어보팬 엔진의 경우는 비행 마하수를 M, 밀도비를 σ라고 하면 다음식으로 계산된다.

$$\alpha = \{0.568 + 0.25(1 - M)^3\}\,\sigma^{0.6} \tag{6}$$

라. 임무 해석 (Mission Analysis)

이륙추력부하(T_{SL}/W_{TO})와 날개부하(W_{TO}/S)의 설계치가 결정되면, 그 다음은 총이륙부하(gross takeoff thrust: W_{TO})를 예측하여 항공기의 크기를 정해야 한다. 이것은 종이 위에 그 항공기가 수행해야 하는 전체 임무(mission)를 그려봄으로써 가능하다.

W_{TO}는 탑재중량(payload weight) W_P, 소개중량(empty weight) W_E, 그리고 요구 연료중량(required fuel weight) W_F의 합으로 나타난다. 즉,

$$W_{TO} = W_P + W_E + W_F \tag{7}$$

W_P는 RFP에 명시되며 두 부분으로 나타난다. 그 첫째는 화물이나 군수품 등 운송중 소모성(expendable) 탑재중량(W_{PE})이며, 둘째는 승무원과 여객 그리고 그들의 개인 장비 또는 소지품 등 항공기의 전체 임무 수행 동안 항상 운반해야 하는 영구(permanent) 탑재중량(W_{PP})이다.

W_E는 항공기의 기본 구조물은 물론 영구적으로 이에 장착된 장비로서 엔진, 항공전자(avionics)장비, 바퀴, 좌석 등을 포함한다. 즉, W_E는 W_P나 W_F에 해당되지 않는 모든 것을 다 포함한다.

W_F는 임무수행 동안 차차 소모되는 연료의 중량을 나타낸다. W_{PE}의 순간적인 해제외에 항공기의 중량은 정확하게 엔진에서 연소되는 연료중량만큼 감소한다. 연료소비율은 엔진의 장착추력(T)와 장착 엔진의 비연료소모율(TSFC)의 곱으로 간단히 계산된다. 이 중 비연료소모율은 엔진의 싸이클, 비행조건, 그리고 스로틀 위치(throttle setting)에 의해 변하며, 초기치는 경험적 근거에 의해 산정할 수 있어야 한다. 연료소비량에 대한 해석을 통해서 특정한 형태의 임무수행 동안 최소의 연료소비를 기할 수 있는 최선의 비행방법을 알아낼 수 있다. 임무수행의 각 구간(leg) 동안 연소하는 연료는 구간을 시작할 때의 항공기 중량의 일부이므로 W_F는 W_{TO}의 부분으로서 계산 가능하다. W_E와 W_F는 각각의 특수한 임무 구간에서의 조건을 고려하여 W_{TO}의 함수로 표시할 수 있으므로 위 계산식은 결국 W_{TO}와 W_{PP} 및 W_{PE}의 관계식으로 변환할 수 있다. 그러면 T_{SL}과 S는 각각 추력부하와 날개부하를 W_{TO}에 곱하여 구할 수 있다.

설계상 임무해석에 사용되는 기본식은 '비행의 열역학' (thermodynamics of

flight)이라고 불릴 수 있는 것으로 엔진 추력에 의한 발생일이 변환되어 항공기에 사용되는 방법을 다루는 것이다. 그러나 지금까지는 이 방법으로 항공기의 성능을 해석하는 경우는 별로 없었다. 연료 소모에 의한 항공기 중량의 감소율은

$$\frac{dW}{dt} = -\frac{dW_F}{dt} = -\mathrm{TSFC} \times \mathrm{T} \tag{8}$$

이 식은 정리하면 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\frac{dW}{W} = -\mathrm{TSFC}\,\frac{T}{W}\,dt = -\mathrm{TSFC}\,\frac{T}{W}\,\frac{dt}{ds}\,ds = -\mathrm{TSFC}\,\frac{T}{W}\,\frac{d_s}{V} \tag{9}$$

이 방정식은 dW_F의 연료가 소모될 때 중량-속도의 단위 증분당 수행된 엔진 추력일을 나타낸다. 이 엔진 추력일의 일부는 항공기라는 질량체의 역학적에너지(운동에너지+위치에너지) 증가에 사용되고, 일부는 익단와류(wing tip vortices), 난류, 공력가열 등 항공기-대기 시스템의 비역학적 에너지(non-mechanical energy) 형태로 소산된다.

위의 식 (9)를 적분하여 실제 관심의 대상이 되는 임무수행의 여러 구간에서 다음 식으로 나타나는 중량분수(weight fraction)를 구하는데 사용할 수 있도록 하는 것이 임무해석에서는 매우 중요한 작업이다.

$$W_{final}/W_{initial} = W_f/W_i \tag{10}$$

수학적 관점에서 식(9)를 적분하기 위해서는 TSFC의 변화 양태와 순간추력부하(instantaneous thrust loading: $T/W = (\alpha/\beta)(T_{SL}/W_{TO})$)를 비행경로에 따른 시간의 함수로 알 수 있어야 한다. 경험에 의하면 이 적분에는 두 가지의 서로 다른 형태가 있다. 이들은 중량비여유동력 P_s에 따라, $P_s > 0$ 과 $P_s = 0$의 경우로, 편의상 전자를 형태 A, 후자를 형태 B라 한다.

형태 A의 경우($P_s > 0$), 고도와 속도 변화량 전체는 물론 적용된 장착추력의 크기에 대한 상세 정보가 주어지는 것이 보통이다.사실상 추력의 크기는 비행조건에서 최대치($T = \alpha T_{SL}$)가 된다. 이 형태에 속하는 것으로 다음의 경우를 들

수 있다.

- ○ 등속 상승 (constant speed climb)
- ○ 수평 가속 (horizontal acceleration)
- ○ 상승 및 가속 (climb and acceleration)
- ○ 이륙 가속 (takeoff acceleration)

형태 B의 경우(P_s = 0), 보통 속도와 고도는 일정하며 경과된 전체 시간에 대한 상세 정보가 주어진다. 추력일은 완전 소산되며 요구추력($T = D + R$)은 미리 알 수 없는데, 이에 속하는 경우는 다음과 같다.

- ○ 등속 순항 (constant speed cruise)
- ○ 등속 선회 (constant speed turn)
- ○ 최선의 순항 마하수와 고도 (best cruise Mach number and altitude)
- ○ 로이터 (loiter)
- ○ 웜업 (warm-up)
- ○ 이륙 회전 (takeoff rotation)
- ○ 일정 에너지높이 기동 (constant energy height maneuver)

임무수행의 각 단계를 나타내는 대표적 궤적은 그림 5의 (a)에 공중 전투기 (AAF: Air-to-Air Fighter)의 경우와 (b)에 수송기 및 여객기 (Cargo and Passenger Aircraft)의 경우를 통해 나타나 있다. 그림에는 2.3절에서 언급한 부분 중량계수 β가 함께 보여지고 있다.

각 단계별 해석을 통해 항공기에 요구되는 이륙중량, 해면고도 추력, 날개면적 등을 구하는 것이 임무해석의 결과라 할 수 있다. 이러한 결과의 적용 예로써 일정 고도를 상승하는데 최소의 연료소모를 동반하는 경로를 찾을 수 있다. 이는 상승 중의 각 에너지 높이에서 소모되는 단위 중량의 연료당 최대의 추력일을 할 수 있는 비행 경로를 찾는 것과 같다. 소모연료당의 일을 f_s라고 하면

$$f_s = \frac{P_S}{\alpha\, TSFC} \tag{9}$$

이다. 그림 6에서와 같이 속도-고도 간의 좌표 평면에서 일정 에너지 높이를 나타내는 선들을 그린 후에 일정 f_s를 나타내는 등고선을 그려보면, 최소의 연료소모를 동반하는 경로는 각 에너지 높이 z_e에서 f_s가 최대인 점들을 연결하여,

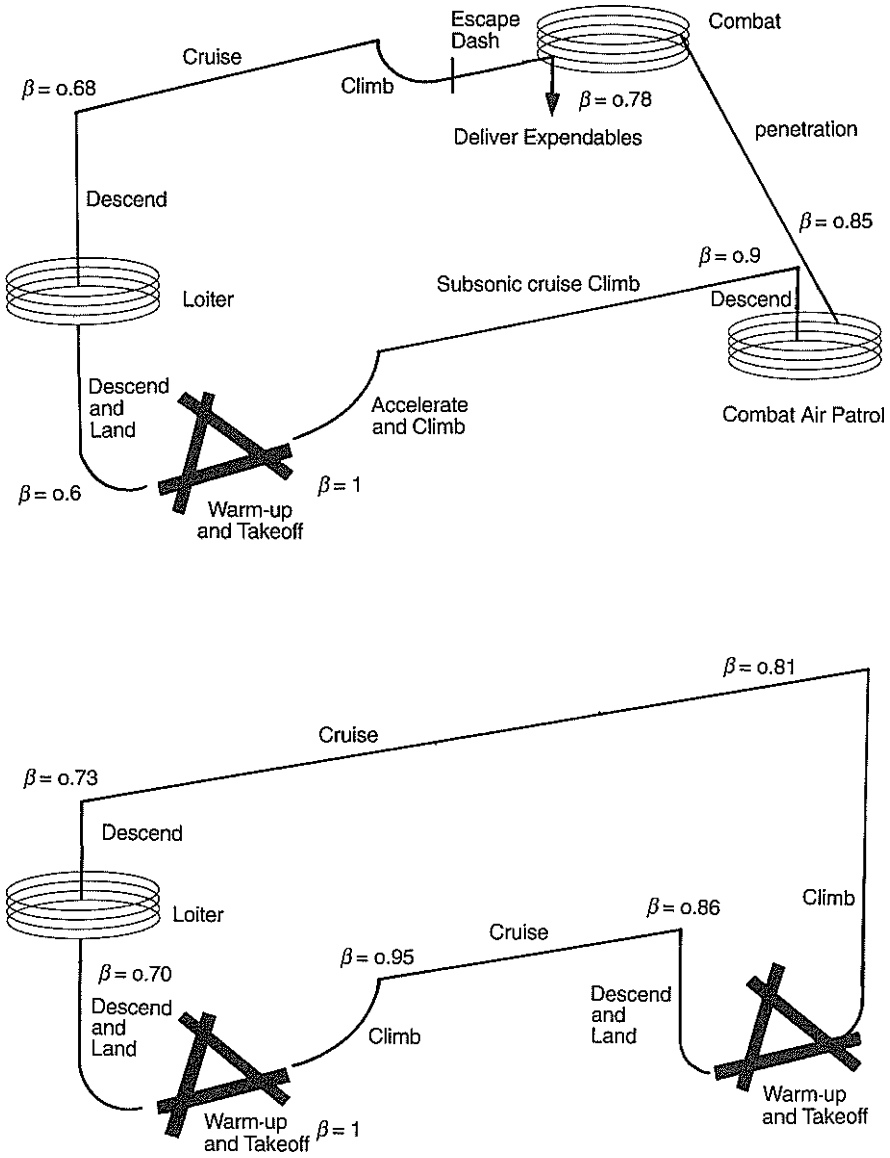

그림 5. 임무수행의 단계별 궤적

(Fig.5. Mission Profile by Phases)

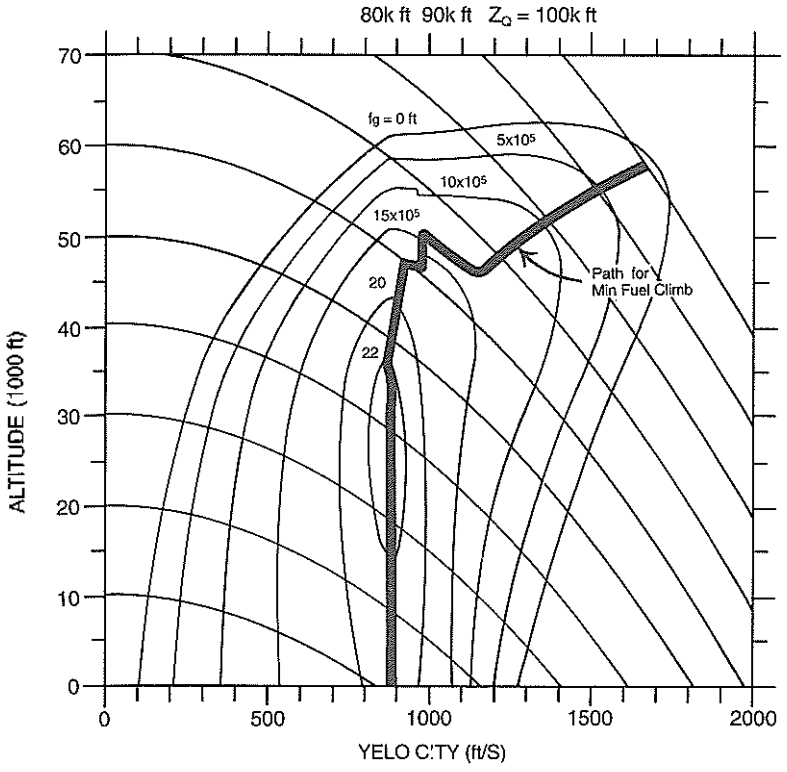

그림 6. 최소의 연료소모를 동반하는 상승 경로

(Fig.6. Minimum Fuel-to-Climb Path on f_s chart)

$z_{e1}(h_1, V_1)$에서 $z_{e2}(h_2, V_2)$까지 진행한 궤적으로 굵은 실선과 같이 나타난다. 이 경우의 T_{SL}/W_{TO}, W_{TO}/S, 및 β는 각각 1.2, 64 lb/ft^2, 그리고 0.97이다.

한편 이러한 임무해석은 각 단계별 특성을 감안하여 전체궤적을 구성하며 그림 7에서 보여지는 바와 같은 흐름으로 반복계산과 검증을 통해 이루어져야 한다.

마. 성능 해석 (Performance Analysis)

요구되는 임무를 가장 잘 수행할 수 있는 구체적 엔진을 선택하는 과정에서는 엔진과 기체의 기계적 특성에 대한 지식을 바탕으로 한 싸이클 해석을 필요로 한다. 이들을 보통 엔진의 기본 성능해석이라고도 하며, 예비설계과정에서의 성능해석은 설계점 해석(on-design cycle analysis)과 탈설계점 해석(off-design cycle analysis)으로 구성된다.

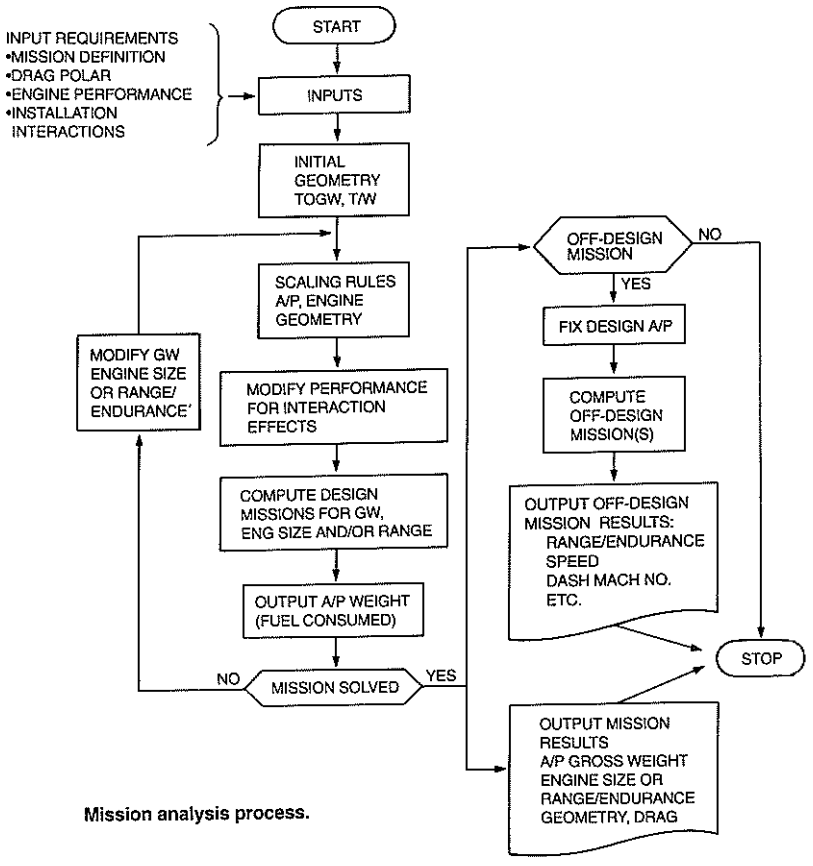

그림 7. 임무해석의 과정

(Fig.7. Mission Analysis Process)

싸이클 해석의 목적은 설계제한조건 (design limitations)과 비행조건(flight condition), 그리고 설계선택사항(design choices) 등을 고려하여 성능매개변수 (performance parameters)를 예측하기 위한 것이다. 이들의 예는 다음과 같다.

- ○ 성능매개변수: 추력(또는 비추력 (specific thrust)),
  비연료소모율(TSFC: thrust specific fuel consumption)
- ○ 설계제한조건: 터어빈 입구 최고 온도,
  구성요소의 최대 효율
- ○ 설계선택사항: 압축기 압력비 (compressor pressure ratio)
  팬 압력비 (fan pressure ratio)
  바이패스비 (bypass ratio)

설계점 해석 :

설계점해석은 모든 설계선택 사항이 조정될 수 있으며 엔진의 크기는 아직 결정하지 않았음을 가정하고 진행된다. 설계점 해석은 반복 계산 없이 비교적 명쾌하게 수행되는데, 이의 결과로 기대하는 것은 열역학적 싸이클을 확정하고 설계선택사항들의 범위를 축소 확인하는 것이다.

설계점 해석의 대표적 예로서 터어보팬(turbofan)엔진의 경우를 보도록 한다. 터어보팬 엔진은 그림 8의 개략도에 보여지듯이 터어보제트 엔진 형태에 팬(fan)을 추가적으로 설치하여 보다 많은 유량의 공기를 엔진으로 흡입하고, 이중 일부가 가스 발생기를 우회하여 배출되도록 함으로써 추력증가와 동시에 추진효율의 증가를 가져왔다. 터어보팬 엔진의 특수한 성능해석 및 설계에서는 추가적으로 바이패스비와 팬압력비 등을 고려해서 해석한다.

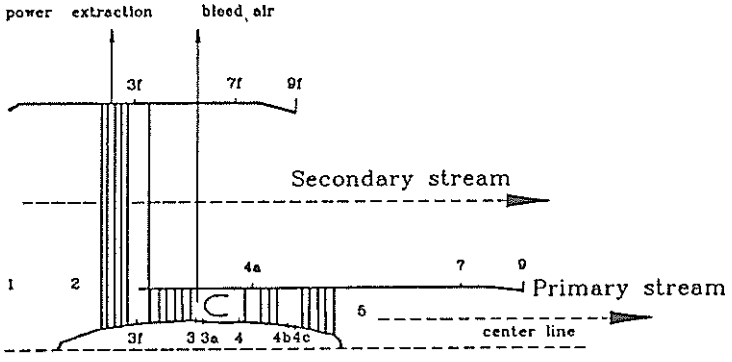

그림 8. 고바이패스비 터어보팬 엔진의 개략도(분리배기형, 후기연소기 없음).

Fig.8. Schematic of a High-Bypass-Ratio Turbofan Engine (Separate Exhaust System, without After burner).

이 엔진의 설계점 해석에 사용된 주요 가정은 다음과 같다.

- 작동유체는 열적으로 완전기체(calorically perfect gas)이다.
- 각 흐름의 출구에서 정압은 대기압과 같다.($P_0 = P_{9f} = P_9$)
- 압축기, 연소기 및 터어빈에서 각각 작동유체의 비열비가 일정하다.
- 모든 요소가 외부와 단열되어 있다.

○ 각 요소의 효율은 일정하게 알려져 있다.

○ 공기블리이드, 냉각공기 추출, 누설효과 및 보조기기의 동력은 없다.

이 엔진의 성능해석에서 고려된 입력값은 다음과 같다.

$M_0 = 0.9$	Alt = 35000(ft)	$T_{t4} = 1516K$	
$\gamma = 1.4$	$C_{pc} = 1004.9(J/kg)$	$h_{PR} = 4.4197E+7(J/kg)$	
$C_{pt} = 1092.2(J/kg)$	$\varepsilon_1 = \varepsilon_2 = 0.0$	$\pi_n = 0.96$	$\pi_{nf} = 0.95$
$\pi_b = 0.95$	$\pi_{dmax} = 0.95$	$\eta_b = 0.96$	$\eta_m = 0.98$
$e_c = 0.87$	$e_{cf} = 0.86$	$e_t = 0.86$	
$P_9/P_0 = 1$	$P_{9f}/P_0 = 1$	$\tau_L = 0.65$	

설계점 해석의 결과 비추력과 비연료소모율이 설계상의 주요 선택변수인 팬압력비(π_{cf}), 압축기 압력비(π_c), 그리고 바이패스비(α)의 함수로 그림 9, 10 및 11처럼 나타난다. 이들 그림은 비연료소모율을 최소로 할 수 있는 선택적 설계변수의 조합을 구하는 데에 유용하게 사용될 수도 있다.

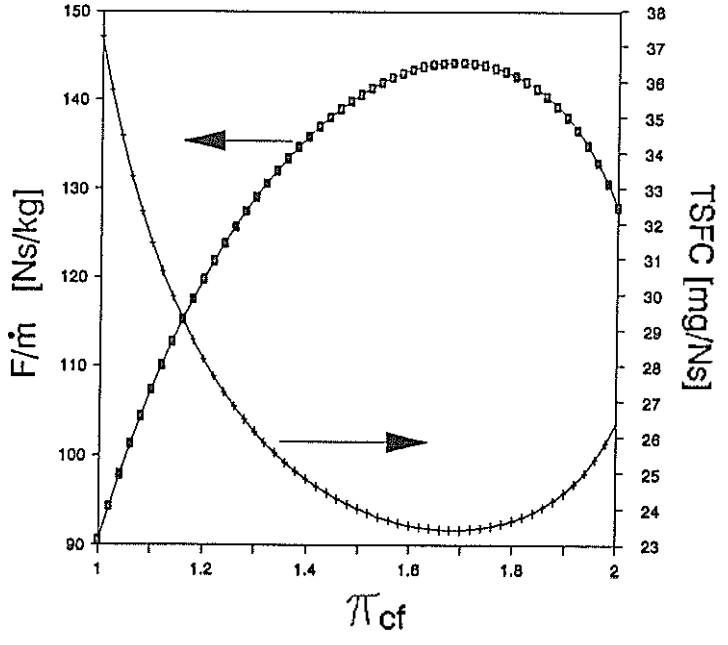

그림 9. 팬압력비 변화에 따른 엔진 성능변수의 변화

(Fig.9. Engine Performance Parameters vs. Fan Pressure Ratio)

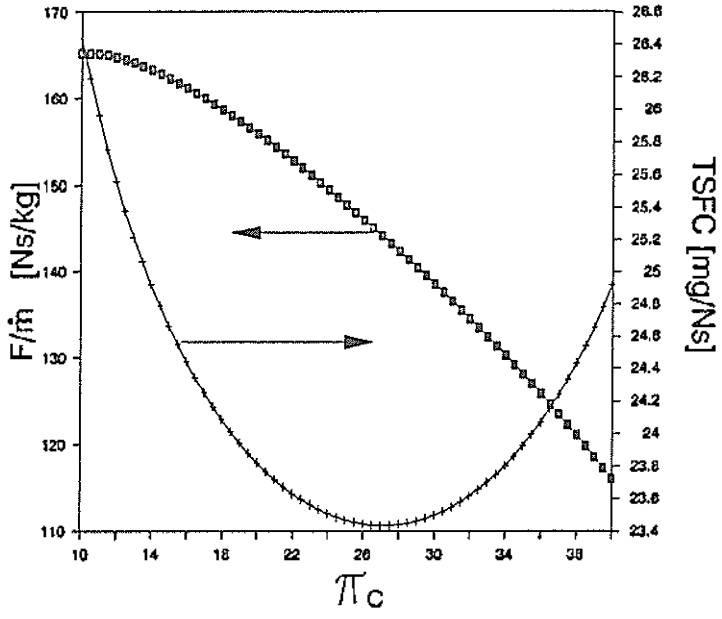

그림 10. 압축기압력비의 변화에 따른 엔진 성능변수의 변화

(Fig.10. Engine Performance Parameters vs. Compressor Pressure Ratio)

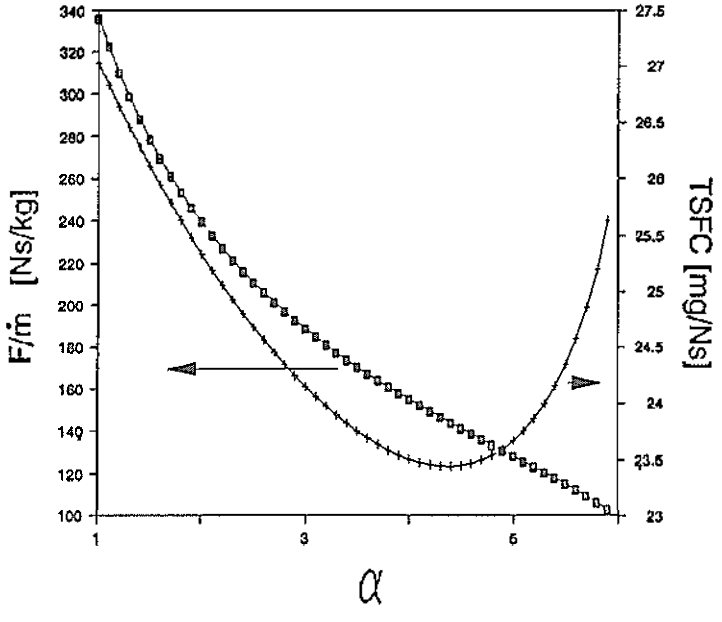

그림 11. 바이패스비의 변화에 따른 엔진 성능변수의 변화

(Fig.11. Engine Performance Parameters vs. Bypass Ratio)

탈설계점 해석 :

설계점은 대체로 가장 많은 시간을 보내게 되는 순항조건 부근에서 설정되지만, 서동, 이륙과 상승 및 가속, 감속, 하강 및 착륙 등 실제 항공기의 임무수행 영역의 대부분은 설계점에서 벗어난 탈설계 상태이다. 탈설계점 해석에서는 설계점 이외의 작동범위에서의 성능특성을 예측하며, 요소간의 조합(matching)을 통해 각 설계매개변수의 실제 작동 범위를 좁히는 작업을 하게된다. 탈설계점해석의 결과를 통해 예비설계의 다음 단계인 sizing에 필요한 자료를 갖추게 된다. 탈설계점 해석에서 독립변수는 비행상태(고도 및 속도), 스로틀 상태(throttle setting)(터어빈 입구온도와 관련)과 노즐 상태(nozzle setting)이다.

요소성능을 조합하는 방법은 아래의 두 가지 방법이 있다.

○ 작동상태의 함수로 모델 하는 방법.
○ 요소성능의 실험 데이타(특성 곡선)로부터 실제 요소의 특성을 얻는 방법.

이 두 가지 방법은 약간의 정확도에 관한 차이가 존재 할 수 있다. 예비설계에서는 실제 요소가 없으므로 보통 요소성능작동의 단순화된 모델을 사용해서 탈설계 성능해석을 수행한다. 탈설계성능 해석에는 다음과 같은 변수와 가정이 사용된다.

○ 독립변수: M_0, T_0, P_0, T_{t4}
○ 설계상수: $d=f(M_0)$, d, b, m_1, t_H, t_H, m_2, m_2, n, n, n_f, n_f
○ 종속변수: m_0, α, c_f, c_f, c_H, c_H, t_L, t_L, P_9/P_0, P_{9f}/P_0
○가정: ◇고압터어빈 입구와 저압터어빈 입구에서의 흐름은 choked 됨.
◇요소효율과 전압력비는 설계치로부터 변하지 않음.
◇bleed 공기, cooling 공기,동력분출이 일정하며, 누설효과는 무시함.
◇배기노즐면적 고정.
◇각 station 에서의 단면적 일정.
◇연료-공기비는 매우 작아 무시함.
◇디퓨져의 압력비는 비행마하수에 따라 일정하게 정해짐.

탈설계점 해석은 구성요소의 조합(component matching) 과정을 크게 포함하고 있다. 조합과정은 엔진의 기하학적 모양과 엔진의 주요 매개변수 즉, 전압력

비, 수정질량유량율, 수정엔진속도, 요소효율, 압력강하와 면적 등의 상호작용에 관한 연구이다. 엔진은 작동 중에 각요소의 압력비, 공기유량 및 회전속도를 결정하기 위해 조합되어야 한다. 조합점(matching point)은 정상상태작동에서 압축기와 터어빈이 회전속도, 동력, 그리고 질량유량이 평형되는 상태를 말하며, 여러가지 작동조건하에서 측정된 조합점들은 작동선(operating line)을 나타 낸다. 탈설계점 해석은 본질적으로 많은 반복계산과정을 내포하는데 그 일반적 순서는 그림 12와 같다.

바. Engine Sizing

탈설계성능해석을 통해 정확한 실제 작동범위를 추정할 수 있으므로 엔진의 크기를 결정할 기본 자료가 구축될 수 있다. Sizing 이란 질량유량과 엔진 입출구직경을 엔진의 항력계산을 통한 반복과정에 의해 질량유량과 크기를 정하는 일련의 과정이다. 항공기용 엔진의 추력은 장착추력(installed thrust: T)과 비장착추력(uninstalled thrust: F)으로 나타낼 수 있다. 이때 장착추력은 비장착추력에서 자체항력(self drag)을 뺀 값이므로 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$F = T + (\text{self drag}) \tag{10}$$

자체항력은 엔진이 sizing 되기 전에 결정 되어야 하는데, 이는 엔진과 입구, 노즐, 배기호름 등의 영향을 받는다. 특히 높은 바이패스비를 갖는 터어보팬 엔진의 경우에는 큰 전면직경으로 인하여 장착손실이 크게 되므로 연료소모율의 절감이라는 고바이패스비 터어보팬 엔진의 장점을 크게 둔화시키고 있다. 이러한 측면에서 자체항력의 측정 및 sizing은 설계상 중요하게 고려해야 할 사항이다.

엔진 제작사와 관련 연구기관에서는 동체와 추진장치의 결합에 관한 연구가 중시되고 있으며, 보통은 nacell과 엔진의 종합적인 성능을 실험적으로 고려한 package가 제공 되고 있다. 자체항력의 계산에는 통상 입구와 노즐외부의 손실만이 고려되는데 이를 식으로 나타내면 다음과 같다.

$$T = F - \phi_i F - \phi_n F \tag{11}$$

즉

$$F = \frac{T}{(1-\phi_i-\phi_n)} \tag{12}$$

여기서 i 와 n 은 비행상태와 스로틀 위치에 따라 변화하며 다음식으로 표시된다.

$$\phi_i = D_{inlet}/F, \qquad \phi_n = D_{nozzle}/F \tag{13}$$

엔진의 질량유량 크기는 모든 비행조건에서 요구추력과 엔진 크기를 만족하도록 결정된다.

$$m_0 = \frac{F}{(F/m_o)} = \frac{T}{(F/m_o)(1-\phi_i-\phi_n)} \tag{14}$$

이러한 sizing 에서는 아음속과 초음속의 경우 각각 고려해야 할 사항과 결정방법이 다른데, 여기서는 아음속 흡입구(inlet)와 아음속 수축노즐의 경우에 대해서만 고려해 본다.

흡입구와 노즐에서의 항력계수의 측정:

흡입구에서의 추가적 항력(additive drag)은 다음 식으로 계산된다.

$$D_{add} = \int_0^1 (P_{ext} - P_0)\, dA$$

$$= P_1A_1(1+\gamma M_1^2) - P_0A_0(A_1/A_0 + \gamma M_0^2) \tag{15}$$

한편 수축노즐에서는 외부의 경계층박리가 노즐항력에서 큰 영향을 차지한다. 노즐항력의 계산에서는 "Integral Mean Slope"를 도입하여 계산할 수도 있으나 이는 계산이 매우 어려우므로 노즐곡율의 일반적 표현을 이용하여 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{D}{D_{10}} = 1 - \left(1 - \frac{D_S}{D_{10}}\right)\left(\frac{X}{L}\right)^n \tag{16}$$

$$\frac{A}{A_{10}} = \left\{1 - \left(1 - \frac{D_S}{D_{10}}\right)\left(\frac{X}{L}\right)^n\right\}^2 \tag{17}$$

이상을 본래의 IMS 식에 대입하여 정리하면 다음의 근사식을 얻을 수 있다.

$$IMS = 1.8\left(\frac{D_{10}-D_9}{L}\right)\left(1-\frac{D_9}{D_{10}}\right) \tag{18}$$

그러면 수축노즐 boattail 압력계수그래프를 이용한 다음 관계식을 사용하면 노즐에서의 항력을 계산 할 수 있다.

$$\phi_n = \frac{D_n}{F} = \frac{q_0 C_0 (A_{10}-A_9)}{m_0 (F/m_0)} \tag{19}$$

의 관계를 이용하여 구할 수 있다.

입구면적과 노즐 면적의 결정:

입구면적은 설계점 입구면적 A_{0ref} 에서 설계공기유량의 자유흐름 면적에 기준하여 계산 할 수 있다. 여기서 입구면적은 sizing시에 A_1/A_{0ref} 의 값이 정해지기에(비행조건에 따른 입구 면적의 graph 이용) 직접 입구항력계수 계산식으로부터 구할 수 있다. 아음속 비행상태에서 엔진으로 유입되는 공기유량은 M_0에서 M_1으로 가속되기에 입구에서의 choking을 막기 위해서 M_1은 1보다 적어야 한다.

보통 0.8 이하로 하는 것이 보통이다. 아음속 비행시에 A_0^*는 입구 전방면적 A_0를 결정하고 보통 안전율 4%를 곱한 다음 식으로 나타낼 수 있다.

$$A_1 = 1.04\left(\frac{A_1}{A_1^*}\right)_{M_1=0.8} \times A_0^* \tag{20}$$

배기노즐의 면적은 노즐에서의 항력계수 식으로부터 탈설계해석으로 구한 A_9 값으로부터 A_{10}을 결정하고 길이 L 은 노즐의 직경에 기초해서 결정한다.

III. 결 론

항공기 엔진의 예비설계과정 고찰을 통해 다음과 같은 요약적 결론을 제시할 수 있다.

가.항공기 엔진의 예비설계는 상세설계에 못지 않게 중요한 과정으로 이에는 설계요구사항의 확인, 구속조건의 해석, 수행 임무의 해석, 설계점 및 탈설

계점 해석, 그리고 엔진의 크기 결정 등 엔진의 전체 윤곽적으로 성능의 범위와 기체에의 장착효과를 고려한 전반적 규모를 결정하고 설계상의 기본 토대를 구축하는 과정이다.

나. RFP의 작성은 자료 조사를 통해 경제성 있는 수요는 물론 관련 기술의 현재 상황을 정확히 파악하여 가까운 장래에 개조 또는 개발되어 공급 가능한 기술 수준을 예측하고 작성되어야 하며, 이후의 모든 설계과정 진행에서 시방서의 역할을 한다.

다. 추력부하와 날개부하는 구속조건의 해석 및 임무해석에서 매우 중요한 설계인자가 되며, 전체 비행범위에서 조건의 변화 범위를 고려하여 체계적으로 계산되고 해석에 반영되어야 한다. 임무해석은 설계 대상 항공기의 각종 비행 단계를 묘사할 수 있도록 특수 상황을 수치로 추력당중량비 혹은 부분중량계수 등에 잘 반영할 수 있어야 한다.

라. 설계점 해석과 탈설계점 해석은 유기적으로 수행되어 기준 작동 상태와 그 외의 작동상태 변화 범위 등을 입력변수와 선택적 변수 형태로 반영하고 성능매개변수인 비추력과 비영료소모율의 관계로 표현할 수 있어야 한다.

마. 엔진의 기본 사이징은 본질적으로 예비설계의 모든 과정을 반복 수행하며 최선의 설계를 이룰 수 있도록 체계적으로 수행되어야 한다.

참고문헌

Bathie, W.W., 1984., *Fundamentals of Gas Turbines*, John Wiley & Sons.

Cohen, H., Rogers, G.F.C., and Saravanamuttoo, H.I.H., 1979, *Gas Turbine Theory*, 2nd Ed. London Ltd.

Henderson, W.P., "Airframe/Propulsion Integration at Transonic Speeds" J. of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 113, Jan. 1991.

Jane's All the World's Aircraft, Jane's Yearbooks, Franklin Watts Inc.,New York, 1984.

Kerrebrock, J. L., 1980, *Aircraft Engines and Gas Turbines*, 3rd Ed. MIT.

Mattingly, J. D., Heiser, W.H. and Daley, D.H., 1987, *Aircraft Engine Design*, AIAA.

Oates, G.C., 1985, "Performance Estimation for Turbofans with and without Mixers," J. of Propulsion, Vol. 1, No. 3.

Oates, G.C., 1988, *Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion*, AIAA.

Torenbeek, E., 1976, *Synthesis of Subsonic airplane design*, Delta University Press.

부준홍•김지현 외, 1991., "터어보팬 엔진의 예비설계과정에서 최적 바이패스비 결정방법에 관한 연구," 한국항공우주학회지 제 19권 제 4호.

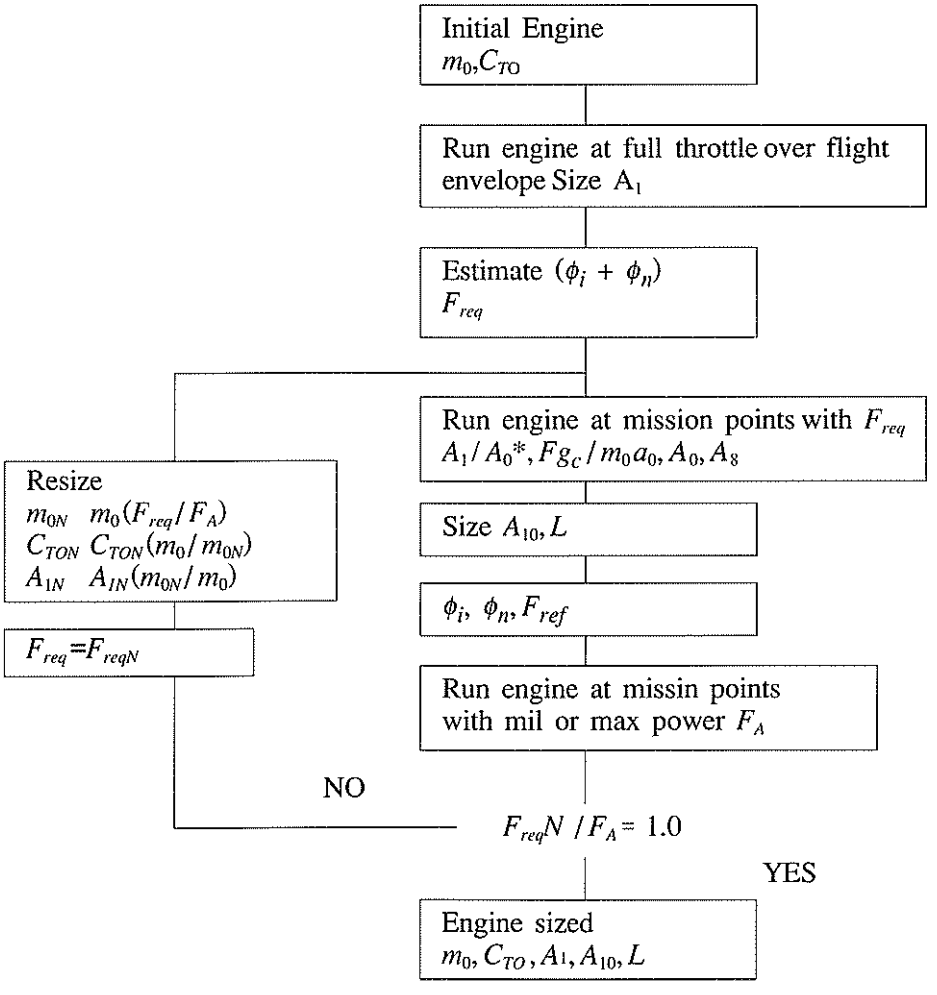

그림 13. 엔진 사이징의 순서도

Fig.13. FLow Chart for Engine Sizing

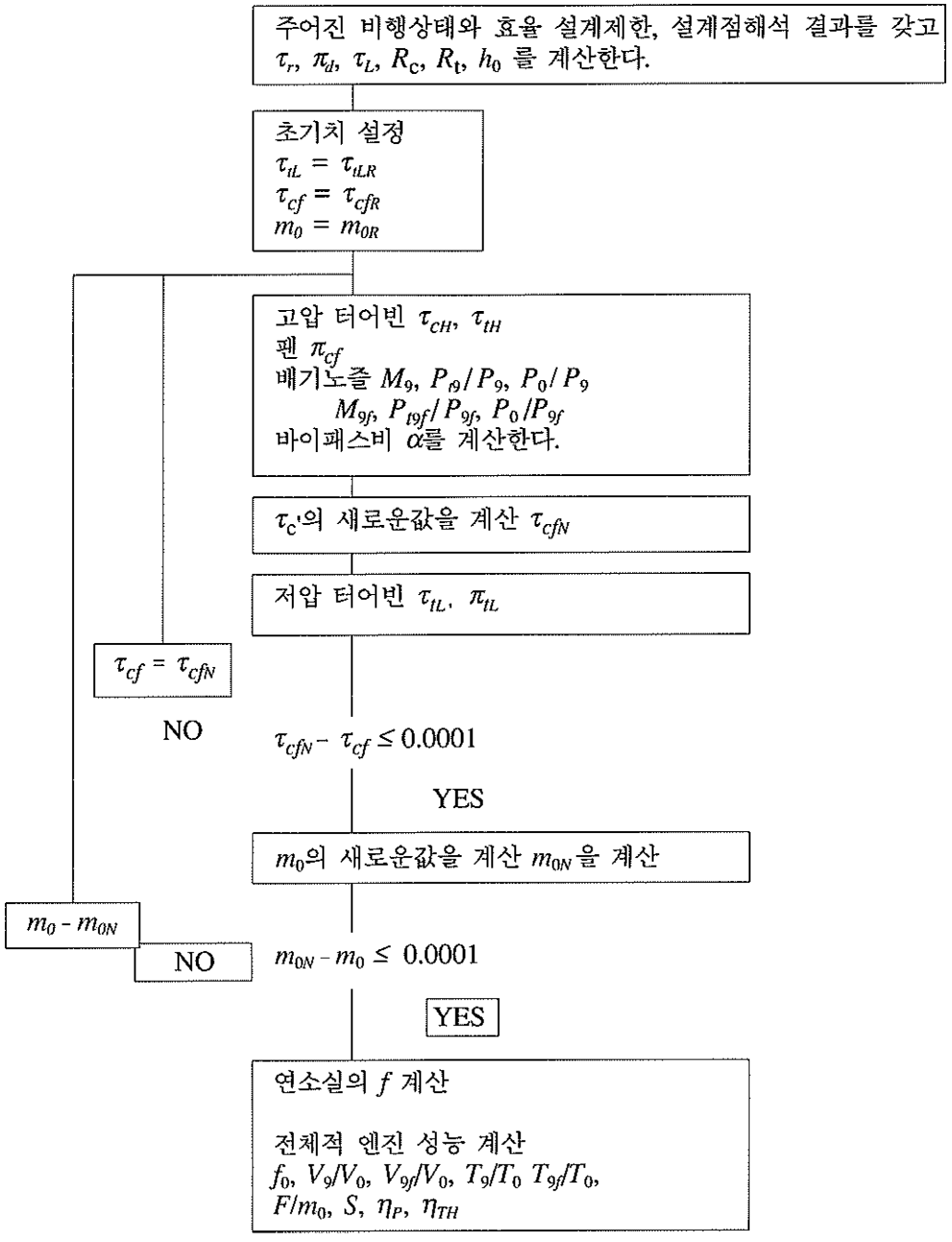

그림 12. 탈설계점 해석의 대표적 순서

Fig.12. Typical Flow of Off-Design Point Analysis

기 호 설 명

A : area
a : speed of sound
C_p : specific heat at constant pressure
D : drag
e : polytropic efficiency
F : uninstalled thrust
f : fuel to air ratio
h : fuel heating value
M : mach number
m : mass flow rate
P : pressure
T : temperature
u : axial velocity
V : velocity
τ : total temperature ratio
ε : cooling air fraction
α : engine bypass ratio
γ : ratio of specific heat
η : efficiency
π : total pressure ratio
ϕ : coefficient

• subscript
add : additive
b : burner
C : core flow
c : compressure
cf : fan
d : diffuser or inlet
f : bypass flow
fu : fuel flow
i : inlet
m : mixed flow region
n : nozzle
r : free stream recovery
t : turbine
t_H : high pressure turbine
t_L : low pressure turbi
$1_s \rightarrow 9$: station number
0 : ambient condition

• superscript
$*$: optimum value