

## 초음속 항공기에 장착되는 터보팬엔진의 장착성능산정에 관한 연구

김 원 철\* · 김 지 현\*

### A Study on the Calculation of Turbofan Engine Installed Performance for a Supersonic Aircraft

Won-Chul Kim\* · Ji-Hyun Kim\*

#### ABSTRACT

During the preliminary design phase of aircraft development, it is necessary to evaluate many potential engine/airframe combinations to determine the best solution to given set of mission requirements and it is very important to establish a methodology to calculate precisely engine installed performance. It was carried out to calculate turbofan engine installed performance of a supersonic aircraft for a given engine/aircraft configuration. Thus "Thrust minus drag accounting system" was introduced to identify and calculate the elements of installed thrust or installed propulsive force by using the database based on wind tunnel test data. This paper describes the calculated results of installed thrust of turbofan engine for a supersonic aircraft.

#### 초 록

항공기 개발초기 단계에서 주어진 항공기 임무요구도를 만족하는 최적 설계에 도달하기 위해서는 많은 엔진/기체 조합형상에 대한 적합성평가가 이루어지게 되며, 이를 위해서는 정확한 엔진장착성능을 산정할 수 있는 기법의 확립이 매우 중요하다. 본 연구에서는 초음속 항공기 개발초기 단계에서 주어진 엔진/기체 형상에 대한 엔진장착성능을 산정할 수 있는 기법을 연구하였다. 이를 위해 추력 - 항력 산정 시스템(Thrust minus drag accounting system)에 의거하여 엔진 장착 추력 구성요소를 설정하고 풍동시험결과를 기초로 한 데이터베이스를 활용하여 이들 요소를 산정하였으며, 산정된 엔진 장착성능 결과를 제시하였다.

**Key Words** : Turbofan Engine(터보팬 엔진), Installed Performance(장착 성능), Supersonic Aircraft(초음속 항공기), Thrust minus Drag Accounting System(추력-항력 산정 시스템), Throttle Dependent Drag (쓰로틀 종속 항력)

● 2002년 5월 30일 접수 ~ 2002년 8월 26일 심사 완료

\* 정회원, 국방과학연구소(Agency for Defense Development)

주연락처, E-mail=kwc3371@hananet.net 대전 유성우체국 사서함 35-3호

## 1. 서 론

항공기의 비행속도가 커지고 고기동성이 요구됨에 따라 추진계통 장착설계의 중요성은 날로 증대되어 왔다. 항공기의 요구성능이 커짐에 따라 엔진의 추력당 중량비가 커지게 되고, 초음속 비행시 엔진과 기체간의 공기역학적 상호작용이 증대되었다. 특히 항공기 비행속도가 증가함에 따라 공기흡입구의 입구면적(Capture area)이 커지게 되었으며, 큰 흡입구를 갖는 항공기가 저 비행마하수로 비행시 상대적으로 흘림항력(Spillage drag)이 커지게 되었다. 또한 항공기 비행속도 증가에 따라 엔진 축소-확장형(Convergent-divergent) 가변 노즐의 요구되는 면적 변화가 커지게 된다. 이로 인해 낮은 비행 마하수에서의 노즐의 배꼬리각(Boattail angle)이 커지므로 후방동체항력이 증가하게 되어 후방동체 설계가 어려워지게 되었다[1,2]. 그리고 항공기의 고 기동성이 요구됨에 따라 고 받음각/빗김각 기동에 따른 엔진입구에서의 유동의 왜곡 가능성이 증가하게 되었다. 따라서 최적의 항공기 설계를 위해서는 항공기 개발초기에 수많은 엔진/기체 조합 형상에 대한 적합성 평가가 요구된다. 추진계통 측면에서는 엔진과 흡입구, 배기구, 후방동체의 형상설계와 기체 시스템과의 적합성에서 도출되는 추진계통의 장착성능 및 이에 따른 항공기 성능 요구도와의 적합성 등을 평가하는 업무가 요구된다. 따라서 본 연구에서는 이와 같은 평가 업무에 필요한 엔진장착성능 산정기법을 초음속 항공기에

장착되는 터보팬엔진에 적용하여 수행하였다. 이를 위해 추력-항력 산정 시스템을 도입하고 엔진 장착성능 산정요소인 쓰로틀종속 항력(Throttle dependent drag)을 산정하였다. 이 항력은 엔진 작동 조건과 실제 크기 작동 조건(Full scale operating reference condition) 차이에서 오는 항력으로서 흡입구와 엔진사이의 유량 불일치로 인해 발생하는 흡입구 흘림항력, 엔진과 항공기 후방동체사이의 공기역학적 상호작용에 의해 발생하는 후방동체항력(Afterbody drag)으로 구성되며 풍동시험결과를 기초로 하는 데이터베이스를 활용하여 산정하였다. 또한 엔진 성능덱(Cycle deck)을 이용하여 엔진 장착손실인자인 흡입구 전압력회복율과 기체의 환경제어계통 등에서 이용되는 블리드공기 및 엔진추출마력을 포함한 장착손실을 고려하여 엔진이 항공기에 실제로 줄 수 있는 장착 추력(Installed thrust)을 산정하였다.

## 2. 엔진 장착 성능 산정

### 2.1 대상 항공기의 추진계통 구성

장착성능산정에 이용된 항공기 추진계통은 단발의 터보팬엔진과 이에 필요한 공기 흡입구 및 배기구로 구성되어 있다. Fig. 1은 엔진단면도를 보여주며, 항공기 후방동체 내부에 후기연소기가 있는(Afterburning) 저 바이패스비의 터보 터보팬 엔진이 장착된다. 공기흡입구는 Fig. 2와 같은 분지형(Bifurcated)으로 항공기 측면에 장

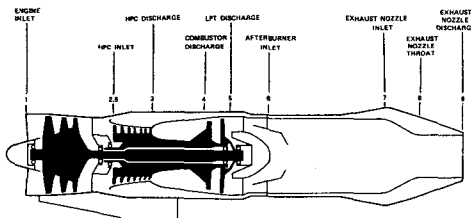


Fig. 1 Engine section view of two spool, mixed flow turbofan engine

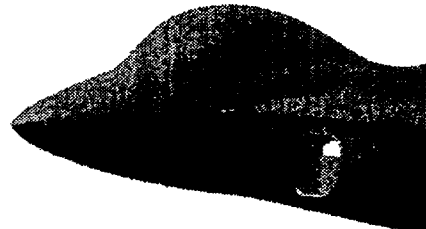


Fig. 2 Forebody configuration of an aircraft including air intake

작된 피토티(Pitot) 형태이며, 배기구는 Fig. 3과 같은 축대칭 축소-확장형 노즐을 가지고 있다.

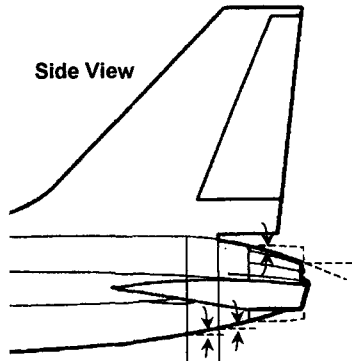


Fig. 3 Afterbody configuration of an aircraft including engine exhaust

2.2 추력-항력 산정 기법 (Thrust minus Drag Accounting Methodology)

항공기 개발과정에서 정확한 항공기 성능을 산정하고 산정된 값과 시험에 의해 얻은 값을 보정하기 위해서는 항공기에 작용하는 추진계통과 관련된 모든 힘을 다루는 추력-항력 산정(Thrust minus drag accounting) 혹은 부기(Bookkeeping) 시스템의 도입이 필요하다[2,3].

항공기 성능산정을 위한 일반적인 접근방법은 먼저 항공기 및 엔진의 기준작동조건(Reference operating condition)을 설정하고 이후 기준이 되는 흡입구, 배기구 및 마찰력 등을 포함하는 항공기에 대한 기준 항력(Reference drag)을 확립한다. 이 기준 항력이 확립되면 이러한 기준으로부터 전체 항공기의 항력차이는 일반적으로 흡입구 및 노즐의 작동조건의 함수에 의한 축소 모형 시험(Scale-model testing)으로부터 결정한다. 그리고 시험으로부터 산정된 쓰로틀 종속 항력은 엔진의 추력 조건(Power setting)에 따라 변화하기 때문에 이를 항공기 항력항(Drag polar term)에 삽입하는 것은 불편하므로 추력-항력 산정기법에서 장착 추력 변화에 포함시킨다. 항공기의 수평비행을 고려할 때 비행방

향으로의 단순화된 힘의 방정식을 적용하면 식(1)과 같으며, 만약 잉여추력(Excess thrust)이 영이거나 특정 값으로 결정되면 항공기 항력관계식은 비행중 추력을 산정하기 위한 방법 평가에 이용될 수 있다.

$$F_{ex} = F_{installed} - D_{afs} \tag{1}$$

위 식(1)에서  $F_{ex}$ 는 비행방향으로의 잉여추력을 의미하며,  $F_{installed}$ 는 실제크기 기준 작동 조건(Full scale reference condition)으로부터 벗어난 값이 고려된 엔진 장착 추력을 의미하고,  $D_{afs}$ 는 실제 크기 기준 작동조건에서의 항공기 항력항에 반영된 항공기 항력을 나타낸다. 따라서 산정하여야 할 엔진 장착 추력인  $F_{installed}$ 는 아래 식(2)와 같이 표현될 수 있다.

$$F_{installed} = F_n - \Delta F_{inl} - \Delta F_{exh} \tag{2}$$

상기 식(2)에서  $F_n$ 는 엔진의 장착 순추력(Installed Net Thrust)이며,  $\Delta F_{inl}$ 는 흡입구의 작동조건이 실제 크기 기준 작동 조건으로부터 벗어날 때의 흡입구와 자유흐름과의 공기유량 차이로 인해 발생하는 회복되지 않는 부가항력(Additive drag)을 나타내며,  $\Delta F_{exh}$ 는 배기구의 작동조건이 실제 크기 기준 작동 조건으로부터 벗어날 때 즉 노즐 압력비(NPR ; Nozzle Pressure Ratio) 및 노즐 면적변화에 따라 설정된 기준 작동 조건으로 벗어남으로 인해 엔진 배기구에 발생하는 항력이다. 위 식(2)에서  $\Delta F_{inl}$ 와  $\Delta F_{exh}$ 를 합친 힘을 쓰로틀종속 항력(Throttle dependent drag,  $D_{td}$ )이라 칭하며 아래의 식(3)과 같이 표현된다.

$$D_{td} = \Delta F_{inl} + \Delta F_{exh} \tag{3}$$

2.3 엔진 장착 손실인자 산정

엔진을 항공기에 장착할 경우 엔진장착손실은 불가피하며 이러한 엔진 장착손실 요소로서는 자유흐름(Free stream)의 전압력이 흡입구를 거쳐 엔진입구에 도달하는 동안 마찰 및 유동장의

변화등의 손실로 인해 발생하는 전압력회복율 (Total pressure recovery), 기체내 조종석의 여압 및 전자 장비 냉각 등의 용도로 사용하기 위한 블리드공기, 항공기 작동시 요구되는 유압 펌프/발전기 등의 구동을 위해 엔진으로부터 추출되는 축마력이 있으며 이들 인자는 항공기 운용조건에 따라 변화한다.

### 2.3.1 전압력 회복율

전압력회복율은 식(4)와 같이 표현되며, 공기 흡입구계통이 자유흐름의 전압력을 엔진입구의 정압으로 바꿀 수 있는 능력을 판단하는 기준이 되며, 엔진입구까지의 전압력손실이 클수록 엔진입구에서의 정압은 낮아지게 된다. 일반적으로 설계된 흡입구의 전압력회복율을 측정하기 위해 풍동시험을 수행하거나 데이터베이스를 활용하여 회복율을 예측한다. Fig. 4는 데이터베이스[4]를 활용하여 예측된 흡입구의 성능선도를 나타내며 설계점 수정 공기량 대비 수정공기량의 변화에 따른 흡입구 압력회복율을 보여준다.

$$PR = \frac{P_n}{P_{t_\infty}} \quad (4)$$

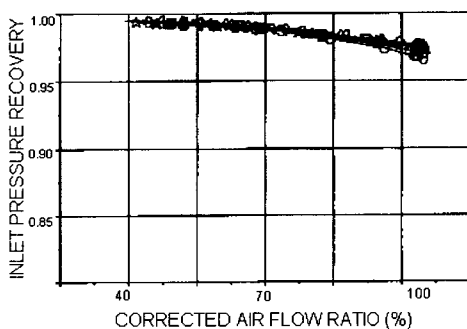


Fig. 5 Inlet performance curve

### 2.3.2 블리드 공기 추출

엔진 압축기로부터 블리드공기를 추출하는데, 추출된 블리드공기는 항공기 조종석 및 전자장비의 여압 및 온도조절을 해주는 환경제어

계통 및 낫셀 이젝터 등으로 사용되며, 항공기에 요구되는 엔진 블리드 공기요구량은 비행조건에 따라 변한다. 물리적인 측면에서 엔진의 블리드 공기 추출은 엔진내에 흐르는 공기량을 감소시키는 효과로 인해 엔진의 장착성능에 영향을 미치게 된다.

### 2.3.3 엔진 축마력 추출

엔진축마력은 축마력 추출축(PTO : Power Take Off Shaft)을 통하여 기체장착 부속물축(AMAD : Airframe Mounted Accessory Drive)에 전달되며 비행조종면에 필요한 유압 펌프구동, 항공기 운용중 필요한 전력공급을 위한 발전기로의 축마력 공급 등에 활용된다. 요구되는 엔진축마력은 비행조건에 따라 변화하며, 엔진의 축마력 손실은 다른 손실인자에 비해 엔진 장착 성능에 비교적 적은 영향을 미치는 것으로 알려져 있다.

### 2.4 엔진 장착 순추력 산정

엔진장착 순추력(Installed Net Thrust)은 엔진의 비장착 순추력(Uninstalled Net Thrust)으로부터 앞에서 언급된 엔진 장착손실이 고려된 엔진 성능이다. 즉 엔진 장착 순추력은 엔진 장착 총추력(Gross Thrust)에서 램 항력(Ram drag)을 뺀 추력이며, 엔진 성능택을 이용하여 원하는 비행조건, 엔진 파워 조건 및 엔진 장착손실을 입력하면 엔진장착 순추력을 산정할 수 있다. 비행고도 25,000피트, 비행마하수 1.3, 최대 후기 연소 조건에서의 엔진장착 순추력은 엔진의 비장착추력 대비 93.6%로 산정되었다.

### 2.5 쓰로틀 종속 항력 산정

#### 2.5.1 흡입구 흘림항력

일반적으로 최대 엔진공기흡입조건에서 공기 흡입구의 입구면적이 결정되므로 탈설계점(Off design point)에서는 엔진이 원하는 공기량만 유입되고 나머지는 흡입구 밖으로 흘러나간다. Fig. 5는 설계된 흡입구의 비행마하수의 변화에 따른 흡입구 공기유량비( $A_\infty/A_c$ )의 변화를

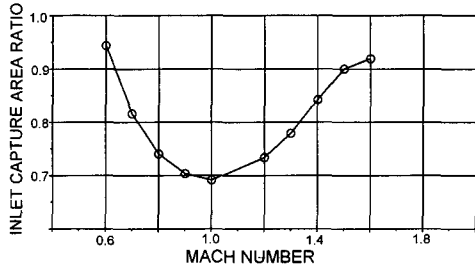


Fig. 5 Variation of Inlet capture area ratio ( $A_\infty/A_c$ ) with Mach number

보여준다. 쓰로틀 종속 흡입구 흘림 항력(Throttle dependent inlet spillage drag)은 공기흡입구의 작동조건이 작동기준조건(Operating reference condition)인 최대흡입조건과 실제작동조건(Actual operating condition)에서의 흡입공기 유량차이에서 오는 항력으로서 부가항력과 입술 흡입력(Lip suction force)의 합으로 주어진다 [2,5,6]. 주어진 설계 흡입구 형상에 대한 흘림 항력은 흡입구 공기유량비( $A_\infty/A_c$ ) 또는 쓰로틀 조건(Throttle setting)의 함수로서 엔진 공기 요구량이 커질수록 작아지며, 비행속도가 커질수록 증가하는 경향을 가진다. 일반적으로 흘림 항력 예측은 흡입구 모델을 이용한 풍동시험 결과나 기수행된 시험 데이터베이스 또는 해석적인 기법을 이용한다. 본 연구에서는 흡입구의 기하학적 형상자료, 비행조건 및 엔진운용조건을 이용하여 흡입구의 흘림 항력을 예측할 수 있는 데이터베이스[4]를 활용하였다. 이 항력을 산정하기 위한 입력자료는 비행조건, 공기흡입구의 형상자료, 카울 입술(Cowl lip) 형상자료 등이며 Fig. 6은 대상 항공기의 흡입구 형상에 따른 흘림항력 산출 결과를 보여준다. 산정 결과에 따르면 고도 25,000 피트, 비행마하수 1.3, 최대 후기 연소 조건에서 산정된 흡입구 흘림 항력은 엔진장착 순추력의 약 2.8%로 산정되었다.

### 2.5.2 후방 동체 항력

엔진의 노즐은 엔진 내부 유동의 열에너지를

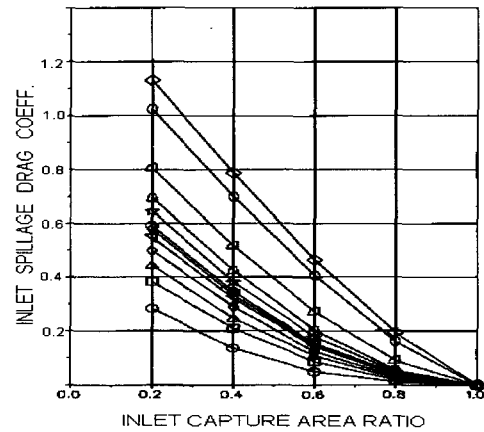


Fig. 6 Inlet spillage drag

운동에너지로 전환시켜 엔진유동을 가속시키는 역할을 하며 이를 위해 노즐출구면적을 엔진의 파워조건에 따라 변환시켜야 한다. 추력 종속 후방동체 항력(Throttle dependent afterbody drag)이란 노즐 압력비(NPR)와 노즐면적의 관점에서 항공기 실제작동조건과 노즐의 실제 크기 작동기준 조건의 차이에서 오는 항공기항력의 차이를 말하며, 엔진 배기구의 노즐압력비는 항공기 후방동체의 압력분포와 항력에 영향을 미친다. 일반적으로 비행마하수 3.0까지 비행할 수 있는 초음속 항공기의 경우 노즐압력비는 3~30까지 변화하며, 설계 비행마하수에서는 외부 유동효과가 노즐 성능에 별다른 영향을 안 미치나 낮은 노즐압력비의 경우 노즐의 후방동체는 배꼬리(Boattail) 형태를 취하므로 이 때의 항력은 상대적으로 커진다[7]. 본 연구에서의 작동기준조건은 노즐 배꼬리가 0도의 각을 갖는 노즐 플랩 위치에 대해서 무한 길이의 실린더가 노즐 출구에 부착되어 있는 조건을 말하며, 추진계통 운영 요구조건에 따라 항공기 후방동체의 기하학적 형상이 이 기준조건을 벗어남으로 인해 항공기가 받는 항력의 변화량을 예측하였다. 일반적으로 후방동체 항력은 후방동체를 모사한 모델의 풍동시험결과 또는 해석적인 기법을 이용하는데, 본 연구에서는 풍동시험결과를 기초로 한 데이터베이

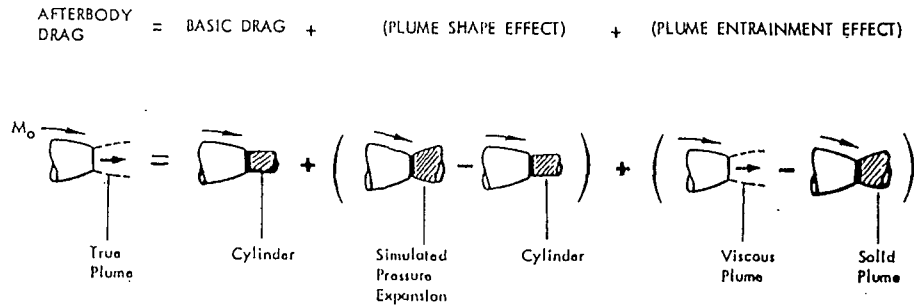


Fig. 8 Afterbody drag components

스[8]를 활용하였으며 이에 대한 입력자료는 엔진의 수, 노즐 및 후방동체 형상, 노즐내부형상, 비행조건 및 배기가스의 특성 등이 있다. 이 기법에 의하면 후방동체의 노즐항력은 다음 세 가지 요소로 구성된다[8].

$$\begin{aligned} \text{후방동체항력} &= \text{기본 항력(Basic drag)} + \\ &\quad \text{형상 항력(Shape drag)} + \\ &\quad \text{유입 항력(Entrainment drag)} \end{aligned} \quad (5)$$

상기 식(5)에서 기본 항력(Basic drag)은 노즐의 개폐에 따른 후방동체의 형상이 공기역학적 기준조건에서 벗어남에 따라 발생하는 항력차이를 의미하며, 형상 항력(Shape drag)은 노즐분사제트의 확산(Plume shape)에 의한 영향을 나타내며 엔진의 배기가스가 노즐 출구로부터 대기로 분사되면서 제트 내부 유동장과 주위 외부 유동장과의 압력차이로 인해 확산이 일어나면서 발생하는 항력의 변화량으로서 힘의 방향은 항력의 반대방향이다. 그 확산 과정은 비점성적으로 일어나는 것으로 가정하였다. 그리고 유동 유입 항력(Entrainment drag)은 분사제트의 확산과 주위 유동장과의 점성에 의한 상호간섭 효과를 고려한 것으로서 이 간섭효과는 주위 유동장으로부터 분사제트의 확산내부로의 유동 유입 효과를 가져와 주위 유동장을 가속시키는 역할을 하므로 노즐항력을 증가시키는 효과를 갖는다. Fig 7은 후방동체 항력 구성요소를 도식적으로 보여주며, Fig. 8은 엔진이 최대 후기 연소 조건일때의 상기 기법에 의한 후방동

체항력 계산결과를 보여준다. Fig. 8의 결과를 살펴보면 노즐의 후방동체 항력은 최대 후기 연소 조건에서 비행마하수가 작을 때는 엔진의 노즐출구 면적이 크고 자유흐름의 동압이 작아서 노즐의 후방동체 형태에 관계없이 항력은 작으나 비행 마하수가 천음속 영역에 도달시 배기노즐 목면적( $A_8$ ) 및 배기노즐 목면적에 대한 출구면적비( $A_9/A_8$ )의 값이 작음에 따라 노즐의 후방동체 형태는 배꼬리 형태를 취하므로 이 경우 충격파, 경계층, 충격파와 경계층의 상호작용 및 경계층과 배기가스의 상호작용 등에 의하여 항력이 급격하게 증가하게 되며[2,9], 이후 배기노즐 목면적( $A_8$ ) 및 배기노즐 목면적에 대한 출구면적비( $A_9/A_8$ )의 값이 증가함에 따라 엔진의 노즐출구 면적이 커지기 때문에 항력은 감소함을 알 수 있다. 산정 결과에 따르면 고도 25,000피트, 비행마하수 1.3, 최대 후기 연소 조건에서 산정된 후방동체 항력은 엔진 장착 순추력의 약 2.1%로 산정되었다.

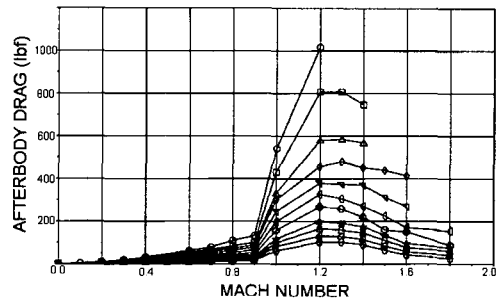


Fig. 8 Afterbody drag at max. afterburner

2.6 엔진 장착 추력 산정결과

엔진장착 순추력 및 쓰로틀 종속 항력인 흡입구 흘림 항력 및 후방동체 항력을 산정하고 이들을 식(2)에 대입하면 엔진 장착 추력을 얻을 수 있다. Fig. 9 및 Fig. 10은 최대 후기 연소 및 군용출력(Military power) 조건에서 비행속도 및 비행고도 변화에 따른 지상정지조건에서의 장착추력 대비 해당 비행조건에서의 엔진 장착 추력의 비를 보여준다. 주어진 엔진 파워 조건 하에서 고도가 증가할수록 엔진 장착추력은 감소하며 항공기 비행속도가 증가함에 따라 램효과(Ram effect)에 의해 엔진 장착 순추력이 증가하나 흡입구 흘림 항력 상승 및 배기구 후방동체 항력 감소 효과로 인하여 엔진 장착 추력은 비교적 완만히 증가하다가 엔진 운영 제한 로직에 의해 엔진 장착 순추력이 감소하기 시작하는 조건 근방에서 감소하는 경향을 나타낸다.

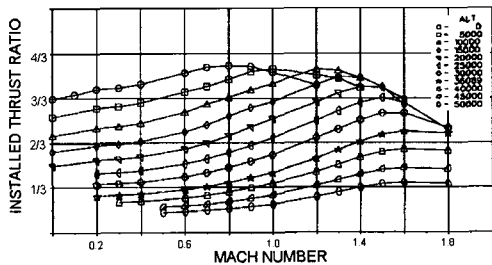


Fig. 9 Installed thrust at max. afterburner

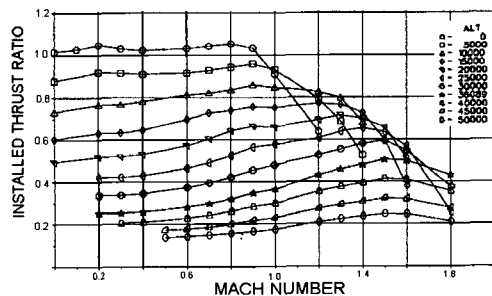


Fig. 10 Installed thrust at military power

3. 결 론

초음속 항공기 개발초기 단계에서 터보팬엔진

의 장착성능을 산정할 수 있는 기법을 연구하고 이를 실제 항공기의 추진 성능 해석에 적용하였다. 이를 위해 추력 - 항력 산정시스템에 의거하여 엔진 장착추력 산정요소를 설정하고 풍동 시험결과를 기초로 한 데이터베이스를 활용하여 엔진장착성능 산정결과를 제시하였다. 엔진 장착 성능 산정결과 고도 25,000피트, 비행 마하수 1.3, 최대 후기 연소 조건에서의 엔진 장착 추력은 쓰로틀 종속 항력이 고려되지 않은 엔진 장착순추력 대비 95.1%로 산정되었으며, 흡입구 흘림 항력과 후방동체 항력은 각각 엔진 장착 순추력의 약 2.8% 및 2.1%로 산정되었다.

참 고 문 헌

- Hunt, B. L., and Gowadia, S., "Determination of Thrust and Throttle-Dependent Drag for Fighter Aircraft", AIAA-81-1692, 1981
- Covert, E. E., "Thrust and Drag : Its Prediction and Verification", Volume 98 Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, 1985, pp.207, 29, 211, 214-215
- AIR 1703, "In-Flight Thrust Determination", Society of Automotive Engineers, Oct., 1986, pp.2-6
- Program "SAINT", General Dynamics
- Leyland, D. C., "Intake Aerodynamics", Von Karman Institute Lecture Series, 1988
- Seddon J., and Goldsmith E. L., "Intake Aerodynamics", Collins, London, 1985, pp.219-220
- Bergman D., "Effects of Engine Exhaust Flow on Boattail Drag", AIAA 70-132, 1970
- Bergman D. and Lawrence W. G., "An Afterbody Drag Approximation Procedure (ADAP) for Engine Exhaust Nozzles, General Dynamics, 1975
- "Report of the Working Group on Aerodynamics of Aircraft Afterbody", AGARD Advisory Report No. 226, June 1986