

航空機用 터어보팬 엔진의 材料選定用 DATA BASE를 利用한 材料評價에 關한 研究

김광배 · 부준홍* · 김학봉* · 임경호** · 유상신**

한국항공대학 항공재료공학과 *한국항공대학 항공기계공학과 **한국항공대학 기계설계학과

A Study on the Evaluation of Materials for Aircraft Turbofan Engine Using Data Base.

Kim Kwang Bae, *Boo, Joon Hong, *Kim Hark Bong **Lim Kyoung Ho, **Yoo, Sang Sin

Department of Materials Engineering, Hankuk Aviation University

* Department of Aeronautical Engineering, Hankuk Aviation University

**Department of Mechanical Engineering and Design, Hankuk Aviation University

초 록 본 연구의 목적은 항공기용 터어보팬 엔진의 재료선정을 위한 데이터 베이스를 구축하는 것이다. 터어보팬 엔진은 고성능이면서도 연료소모율이 적어 경제적인 운용이 가능하므로 최근 여러 용도로 사용되고 있는 엔진이다. 현재 서로 다른 특성을 가진 수백종의 초내열재료들이 개발되어 있는데, 한 엔진설계자가 어떤 엔진요소에 사용할 재료를 선택한다는 것은 매우 어려운 작업이다. 따라서 수 많은 재료에 대한 정보를 관리할 수 있는 데이터 베이스가 절실히 요구되고 있으나, 국내에서는 아직 이 방면의 기초연구가 이루어져 있지 않은 실정이다. 본 연구에서는 재료공학적 관점에서 초내열재료의 대표적 성질로서 고온강도, 내식성, 내산화성, 항복강도, 열팽창계수, 용점등을 고려해서 후보재료를 선정할 수 있도록 하였다. 이외에도 성형성이나 제조단가등도 고려해야할 변수가 된다. 본 연구에 의해 사용자의 편의를 고려한 전산프로그램이 개발되었으며, 이를 이용하여 새로운 재료정보의 입력, 요구 재료선정 및 선정결과의 출력등이 가능하다. 끝으로 선정된 재료에 대한 성능검토도 실시하였다.

Abstract The purpose of this study is to develop a data base for material selection of turbofan engines, which is preferred in these days on many application due to their high performance with economical operation. Hundreds of Super Alloys have been developed by this time, each having special preproperties. Since it is very difficult task for a design engineer to select materials of adequate properties for specific engine components, a good data base is strongly desired to manage informations on various kinds of materials. However, no basic research is reported in this area so far in our country.

The operating conditions such as temperature, pressure, rpm of spools are assumed to be provided by other mechanical studies. Creep rupture strength, corrosion resistance, yield strength, thermal expansion, melting point, etc., are considered as typical properties in this study to search a group of candidate materials. Formability, manufacturing or purchase cost can also be important variables to be considered.

As a result of this study, a user-friendly computer program has been developed for input of new material information, interactive material selection, and output of selection results. Finally, discussion is presented from the viewpoint of materials engineering. A method to evaluate the performance of the selected materials is also suggested.

1. 序 論

항공기용 터어보팬 엔진은 일반적으로 프로펠러 엔진과 비교할 때 고속비행시 성능이 우

수하므로, 최근의 대형 여객기와 전투기는 대체적으로 이 방식의 엔진을 채택하고 있다.^{1,2)}

본 연구는 이러한 터어보팬 엔진의 증대되는 중요성을 인지하여 연구대상으로 선정하였

으며 엔진의 작동조건과 기술적인 제반사항을 고려할 때, 설계자 혹은 제작자의 관점에서 각 주요부분에 사용할 수 있는 재료의 선정을 위한 기초적 데이터 베이스(Data Base)를 구축하는 것을 목표로 하여 실제 엔진과 크게 차이가 없는 작동조건하에서의 내열재료인 초합금(Super Alloys)과 경량 고강도재료의 재료선정방법을 중점적으로 연구하였다.

우선 터어보팬 엔진에 사용되고 있는 초내열합금의 특징은 고온강도가 우수하고 고온 내산화성 및 내식성이 우수한 금속재료로서 최근까지 연구 개발된 초내열합금의 종류만 해도 수백여종에 달하고 있다. 일반적으로 항공기 가스터어빈 엔진에 사용되고 있는 내열합금의 기본조성별로 구분해보면 Ti계, Fe계, Ni계, Fe-Ni계, Co계 및 Ceramic계, 금속기 복합재료(Metal Matrix Composite), 금속간화합물 등으로 분류할 수 있으나, 실제로 실용성이 인정되어 터어보팬 엔진에 사용되는 재료중 60% 정도가 Ni계 초내열합금이고, 25% 정도가 Ti계 합금 그리고 나머지가 특수강(Special Steel)과 금속기복합재료가 이용되고 있다^{3,4,5)}.

이와같은 수많은 합금에 대한 정보를 제공해주는 시스템으로서 GE(General Electric)사의 EMPIS(Engineering materials and Process Information Service), 미국화학공학협회의 DIPPR(The Design Institute for Physical Property Data)와 ASME, ASTM 등에서 인쇄된 자료로서의 데이터 베이스가 이용되고 있으나 본격적으로 컴퓨터를 이용한 종합적 데이터 베이스는 아직 완성되어 있지 않은 실정이다¹³⁾. 또한 항공기용 엔진재료에 관한 정보 시스템은 공개된 것이 없다. 더욱이 국내에서는 재료에 관한 데이터 베이스는 공학적차원에서 구축한 예는 전무한 상태이므로 재료개발자, 재료공급 및 사용자, 그리고 엔진 또는 구조설계자들이 이용할 수 있는 종합적인 재료 데이터 베이스를 구축할 필요성이 있다고 판단되어 본 연구에서는 우선 항공기용 엔진 재료선정용 데이터 베이스 구축을 시도한 것이다.

그러나 실제 항공기용 터어보팬 엔진재료의 선정기준과 설계 및 사용시 평가 방안이 각

항공기 엔진제조사에 미공개사항 또는 입수비용이 고가이기 때문에 국내의 항공기용 엔진의 설계 및 소재개발에 이용하고자 하는 경우에 어려움이 많다.

따라서 본 연구는 항공기용 터어보팬 엔진의 기초설계를 위한 재료선정 데이터 베이스를 구축하고, 초내열합금 및 엔진에 사용되는 베어링용 재료의 선정기준과 평가방법을 실제 터어보팬 엔진의 사용재료와 비교 검토하는 것을 통해서 재료선정의 타당성 및 국내 항공산업의 활성화에 따른 항공기용 소재생산의 기술적 문제성 검토와 내열재료의 개발에 적용 가능성을 모색하려고 한 것이다.

2. 항공기 엔진재료 DATA BASE 개발

2-1 표준자료 입력화면 작성 및 입력 기준설정

본 DATA BASE 작성의 기본구조는 Fig. 1와 같이 우선 후보재료선정을 한후 선정된 재료의 특성별 평가 및 개발에 필요한 자료를 별도의 화일로 검토할 수 있도록 하였다. 또한 데이터 베이스 프로그램은 COBOL 4.5 VERSION을 이용해서 작성하였다.

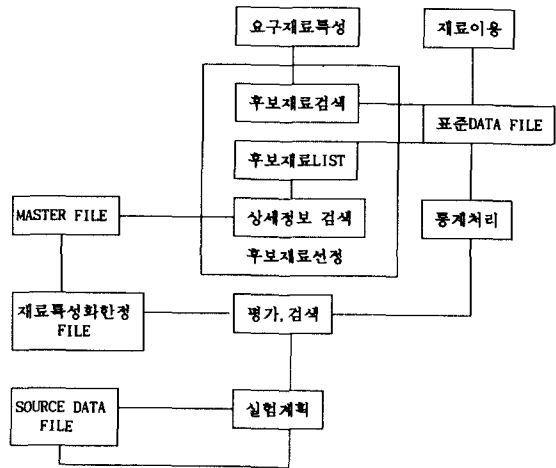


Fig. 1. The basic structure of Data Base for materials development.

자료입력은 Table 1~Table 3과 같이 재료의 물리적성질, 기계적성질, 특성, 제조회사, 형상, 단가등 35개 항목을 INPUT 1~INPUT 3의 3개의 입력화면으로 나누어 입력할 수

있도록 했다. 각종 물리적, 기계적성질 및 재료성능은 합금으로서 자료화된 것은 그대로 입력하고, 합금 또는 규격으로서 자료화되어 있지 않은 합금에 대해서는 기본 합금원소의

Table 1. Input data screen for entering materials properties.

[한국항공대학교]

INPUT # No. 1		Code	XXX-XXX	합금명		
기본원소 [BE]						
원소	조성					
...		용점[MP]	99999		열전도도[TC]	99.999
...		밀도[MS]	999.99		파단강도[RUS]	9999
...		크립파온도	99999		항복강도[YS]	9999
...		단강도시간	99999		인장강도[TS]	9999
...		[CTE]용력	99999		연신율[EL]	9999
...		열팽창계수	9999		사용온도[ST]	9999
...		[CRS]지수	9999		경도[HV]	9999
...		조직[STR]			환경[EVN]	

[MFSSAGE].
 [HELP] 입력[A]/조회[V]/삭제[D]/수정[M]/END[E] <작업선택.....[]>

Table 2. Input data screen for entering materials properties.

[한국항공대학교]

INPUT # No. 2		Code	XXX-XXX	합금명			
열처리성[HT]	-	주·단조성[CAT]	-		내용력부식[SCC]	-	
내식성[CR]	-	용접성[WD]	-		성형성[FOR]	-	
내산화성[OR]	-	피로저항[FR]	-		단가[CO]	-	
열충격[TSR]	-	** 불량[1]/나뭇[2]/보통[3]/우수[4] **					

[MFSSAGE].
 [HELP] 입력[A]/조회[V]/삭제[D]/수정[M]/END[E] <작업선택.....[]>

Table 3. Input data screen for entering materials application.

[한국항공대학교]

INPUT # No. 3		Code	XXX-XXX	합금명		
주요 용도[APP]	주요 결함[DF]	제조회사[FCO]	형상[SH]/표면[SUT]			
[01]						
[02]						
[03]						
[04] 메모						

[MFSSAGE].
 [HELP] 입력[A]/조회[V]/삭제[D]/수정[M]/END[E] <작업선택.....[]>

물성을 기준으로 해서 Materials Handbook¹⁰⁾, 참고도서^{4)~13)}를 참조해서 입력하였다.

자료의 입력시 기준은 물리적성질과 기계적성질은 단위를 MKS로 단순화시켜서 입력하였고, 내식성, 내산화성, 주·단조성, 피로저항성, 제조단가등은 Table 4와 같이 입력기준을 설정해서 입력과 선정을 용이하게 하기위해 전체 자료를 대상으로하여 불가(1), 나쁨(2), 보통(3), 우수(4)등 4단계로 분류해서 입력하였고, 이 중에서 재료의 단가(CO)에 대해서

는 기계가공 이전의 제조공정의 난이도와 제품의 처리공정을 등급화시켜서 입력기준표를 작성하였다. 또한 주요용도, 결합, 제조회사, 형상등은 용도별로 분류해서 입력시킬 수 있도록 했다. 또한 INPUT 3의 메모란에는 국·내외의 기술수준 비교검토와 동시에 수입대체 재료 혹은 국내 생산가능재료로 별도로 표기할 수 있도록 작성하였다. 그리고 자료의 입력(A), 조회(V), 삭제(D), 수정(M)도 가능하게 하였다.

Table 4. Standard input data screen for main material performance.

항 목	입력방법	입 력 기 준
코 드 명(CODE)	NIB-000	기본합금원소별, 제조법별, 예비등 999 종류입력
합 금 명	INCONEL X	합금명, 규격명, 상품명입력
기본원소(BE)	NI 54	7개 원소 및 함유량입력
크립파단강도(CTE)	650-100-71	온도-시간-응력(CTE1-CTE2-CTE3)
열팽창계수(CRS)	13.3, 10X-6	상수, 지수 구분입력
조직(STR)	AUSTENITE	표준, 압연, 열처리후 조직
열전도도(TC)	0.22	
사용온도(ST)	650	실용온도입력
사용환경(EVN)	HT/HS/COR/OX	고온, 고응력, 부식, 산화분위기
열처리성(HT)	1/2/3/4	1 : 불가, 2 : 소둔, 특수처리 3 : QT, SURFACE HARDENING, AGING 4 : 전열처리가능
내 식 성(CR)	1/2/3/4	1 : AIR, PH 7, >25 mdd, 2 : 2.5-25 mdd 3 : 0.25-2.5 mdd 4 : <0.25 mdd (부식도 mdd : mg/dm ² /day)
내 산 화 성(OR)	1/2/3/4	부식도, 고온산화성, 사용온도 동시고려
주 · 단조성(CAT)	1/2/3/4	4 : 우수, 3 : 가능, 2 : 결합발생, 1 : 불가
용 접 성(WD)	1/2/3/4	4 : 우수, 3 : 가능, 2 : 결합발생, 1 : 불가
성 형 성(FOR)	1/2/3/4	4:HW-CW-DD, 3:HW, 2:P/M-INV. CAST, 1:불가
단 가(CO)	1/2/3/4	합금원소, 내식성, 주·단조성, 성형성고려
주 요 용 도(APP)	TB, VANE	용도를 3종구분 입력

2-2 재료선정용 화면작성 및 선정방법

재료선정용 화면은 Table 5와 같이 30개 항목의 물리적성질, 기계적성질과 특성 및 사용온도, 형상등을 재료선정자의 요구에 따라 선정순위를 무작위로 14개를 선택해서 조건을 입력한 후, 세부자료 출력메뉴로 전환하여 필요한 자료를 인쇄할 수 있도록 하였다.

또한 선정재료의 요구특성은 입력시 항공기의 기종과 장착엔진에 따라 설계개념과 구조양식이 다르지만, 일반적으로 공통적으로 요구되는 특성을 열거하면 (1) 고비강도와 비강성, (2) 내열성, (3) 치수의 안정성, (4) 가혹한 환경에 대한 저항성, (5) 화학적 안정

성, (6) 성형 가공성, (7) 제조가격, (8) 품질의 안정성, (9) 재료수급의 가능성등이 매우 중요한 요인이다. 상기와 같은 공통적인 요구특성을 고려해서 재료의 선정조건을 입력하면 엔진의 사용재료 선정에 타당성을 부여할 수 있다고 생각할 수 있다.

그리고 합금별로 입력된 각 특성(30개 항목중)을 재료선정자가 무작위로 입력해서 선정할 수 있도록 데이터 베이스를 작성하였다. 이와같이 작성한 이유는 Table 6에 나타난 것과 같이 각종 데이터 베이스의 화일에 수록된 정보를 엔진구조 설계자, 초내열합금 개발자, 내열재료 공급자들이 필요에 따라 사용자가

요구하는 특성항목을 순위를 결정해서 입력하고, 요구조건을 입력한다면 본 연구에서 개발된 데이터 베이스를 항공기용 엔진의 구조설

계자, 엔진재료 개발자, 재료 생산업체등이 광범위하게 활용할 수 있도록 하였다.

Table 5. Input screen for materials selection.

CHOICE INSTRUCTION		[한국항공대학교]					
		코 드 명		XXXXXX			
		약자	조 건		약자	조 건	
조성[BE]	열 팽 창[CRS]	XXXXXX	XXXXXXXXX	X	XXXXXX	XXXXXXXXXX	X
용접[MP]	크 리 파[CTE]						
밀도[DS]	열 전 도[TC]						
파단[RUS]	열 처 리[HT]						
항복[YS]	내 산 화[OR]						
인장[TS]	열 충 격[TSR]						
연신[EL]	주·단조[CAT]						
경도[HV]	내 응 력[SCC]						
내식[CR]	제조형상[SH]						
용접[WD]	표면처리[SUT]						
피로[FR]	사용온도[ST]						
조직[STR]							
단가[CO*]							
성형[FOR]							
환경[EVN]							

[MFSSAGE]..

[HELP] 입력[A]/조회[V]/삭제[D]/ /END[E]〈작업선택.....[]〉

특히 터어보팬 엔진재료로 사용되는 재료의 대부분이 단일금속이 아니라 성분원소가 1개 이상 함유되어 있는 합금인점을 고려해서 첨가 합금원소를 2개까지 입력할 수 있도록 하기 위해 입력시 기본합금원소는 BE 1로, 첨가 원소는 BE 2, BE 3(예 : BE 1-Ni, BE-2-Cr, BE 3-Co)으로 입력할 수 있도록 하였고, 고온강도의 판단기준으로서 가장 대표적인 크립파단강도(Creep Rupture Strength)에 대해

서도 입력시 CTE 1(온도), CTE 2(시간), CTE 3(응력) 등으로 분리해서 각 조건을 입력하여 적정 재료를 선정할 수 있도록 하였다. 그리고 재료 선정화면에서도 입력(A), 조회(V), 삭제(D)가 가능하도록 작성하였다. 상기와 같이 선정의 입력이 완료된 후 데이터 출력화면에서 재료선정 조건이 입력된 코드를 입력하고 후보재료를 프린터로 인쇄한다.

Table 6. The characteristic of each data base file.

DATA FILE	관 점	특 징	적 용	작성, 관리 기능
SOURCE DATA FILE * 기본DATA	연구자	* 문헌에 준한 DATA	* 문헌검색 시스템으로 DATA 공급 * 실험고찰, 논의	* DATA 입력지원 * FILE 편집 * 그래픽 표시
MASTER FILE 재료성능 DATA FILE * 평가 DATA 이론, 지식	DB 관리자	* S DATA를 실험 단위로 재편집 * 정의, 변수, 단위 통일	* 재료개발의 현상파악 * 실험계획 * 금속학적지식의 추출	* FILE 편집 * 그래픽 표시 * 단위변환표 * 변수명사전 * DATA 타당성 검사
STANDARD DATA FILE * 평가 DATA	재료 공급자	* 통계처리에 의해 M-FILE로 부터 작성 * 특성치 DATA는 기본통계를 포함	* 재료선정 * 설계기준작성	* 통계해석 * 그래픽표시 * 폭을 갖는 수치 취급

3. 터보팬 엔진재료의 선정 결과 및 고찰

3-1 후보재료 선정 결과

개발된 데이터 베이스를 이용해서 선정된 후보재료와 실제 터보팬 엔진에 사용되는

재료에 대해 재료의 특성을 비교 검토하였다. 본 연구에서 비교검토한 대상은 보잉 747 여객기에 장착된 엔진으로 Pratt & Whitney사가 제작한 JT 9D-7 (Weight : 3810kg, Fan : 3650rpm, Turbine Inlet Temp. : 1200°C) 의 재

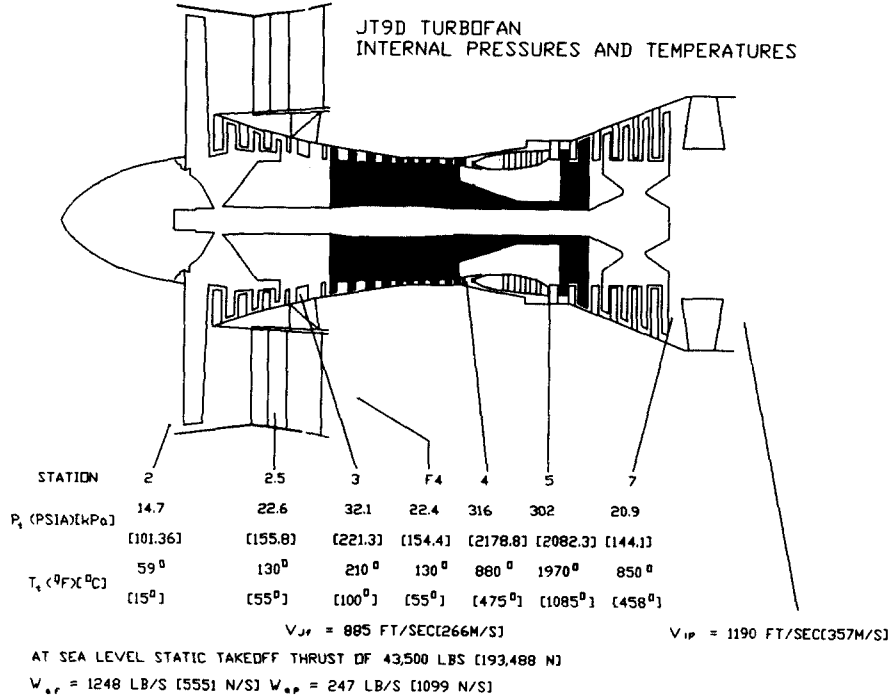


Fig. 2. A schematic view showing the arrangement of internal parts, temperature and pressures at various points.

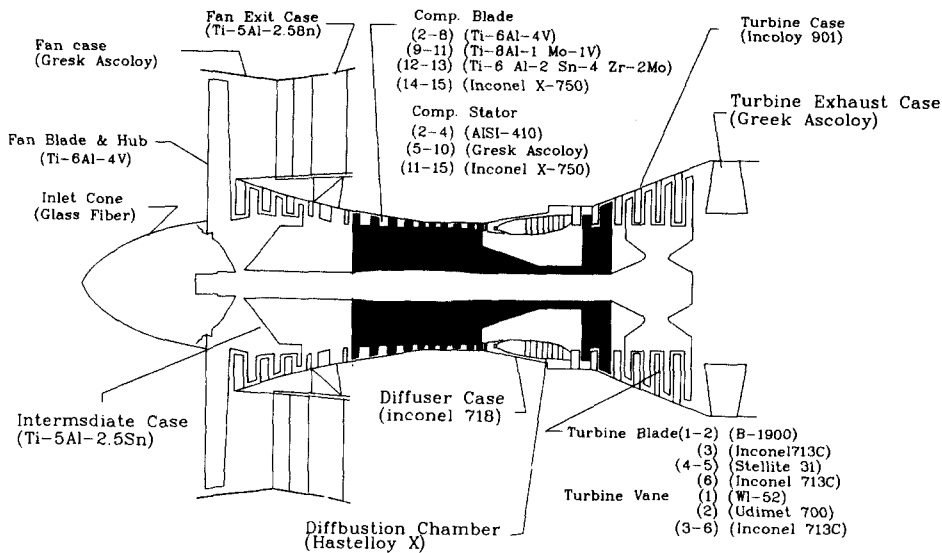


Fig. 3. A schematic view showing the application materials of turbofan engine.

료를 엔진의 각 부분별로 구분하여 선정해 보았다.

Fig. 2-Fig.3는 터어보팬 엔진(JT 9D-7)의 각 부분의 압력과 온도, 실제 사용재료를 나타낸 것이다^{2,11)}.

실제 터어보팬 엔진의 각 부분별로 Pratt & Whitney사의 사용재료와 본 연구에서 개발한 데이터 베이스를 이용하여 재료가 선정된 결과를 상호 비교한 것이 Table 7이다.

Table 7. Materials selected by the data base of this study and those currently used in turbofan engine.

Component	Alloy	Alloy from Data Base
Low compressor		
Cases	AISI 410, A110-Ti ALLOY	AISI 416, AISI 410, AISI 401J
Disks	Ti-811, Ti-6242, Ti-6246	Ti-6242, Ti-6246, Ti-662, Ti-74
Blades	Ti-811, Ti-64	Ti-6Al-4V, Ti-811, Ti-6242
Vanes	Ti-64, AISI 410	Ti-64, Ti-811, Ti-6246, AISI 410
High Compressor		
Cases	INCONEL X-750	INCONEL-X, -718, -W, -600
Disks	INCOLOY 901, WASPALOY, IN 100	IN 100, INCOLOY 901, 330
Blades	INCOLOY 901, Ti-642, Ti-811	INCOLOY 901, 330, Ti-811, Ti-64
Vanes	INCOLOY X-750	INCONEL-X, -X 750, -W, -600
Diffuser Cases	INCONEL 718	INCONEL 718, -X 750, KM-1265
Burner		
Cases	INCONEL 718	INCONEL 718, -X 750, KM-1265
Liners	HASTELLOY X, TD Ni, HAYNES 188	HASTELLOY X, INCOLOY 901, TD Ni, TD-NiCr, TD-NiCrAl
Dome	TD NiCKEL	TD-Ni, TD-NiCr, TD-NiCrAlY
Nozzles	STELLITE 31	STELLITE 21, -31, MAR-M509, NIMOCAST 242, NIMOCAST PD 16
Turbine		
Cases	WASPALOY, INCONEL 718	INCONEL 600, -625, WASPALLOY
Disks	WASPALOY, ASTROLOY, IN 100	IN 100, WASPALLOY, RENE 95
Blades	MAR-M200+Hf, B-1900, IN 100	NIMONIC 80, -105, -115, UDIMET-700, IN 100, IN 6201, MAR-M200
Vanes	WI 52, MAR-M200+Hf, B-1900, IN 100	MAR-M200, WI 52, IN 100, -105, MAR-M509
Turbine Exhaust		
Cases	INCONEL 718, Ti-6Al-4A	HASTELLOY X, UDIMET 500, Ti-64 INCONEL 718
Accessory		
Shafts	AISI 8740	AISI 8740, AISI 4340
Gears	AISI 9310	AISI 9310
Housing	MAGNESIUM	AISI 410, MG-AZ 92, -EZ 33A
Main Shafts		
Low	17-22A	AISI 4340, 19-9DL, 17-22A,
High	INCOLOY 901	AISI 4140, NITRALLOY, H-11, INCOLOY T, -901, CG 27

Table 7에서 알 수 있듯이 실제 항공기용 터어보팬 엔진 제조회사에서 사용되고 있는 재료와 합금의 종류는 다르지만 재료특성상

는 크게 차이가 없는 재료가 선정되었고, 또한 현재까지는 재료생산에서의 제조기술상의 문제점(대량생산, 신뢰성, 제조비등)으로 실제

로 사용되고 있지 않으나 앞으로 제조기술과 재료의 신뢰성 평가가 확립된다면 대체 사용이 가능한 TD-Ni계 합금도 동시에 선정할 수 있었다. 여기서 선정된 후 후보재료를 2차-3차에 걸쳐 입력특성 및 조건을 변화시켜 반복해 선정하면 Turbine Blade(Mar-M200+Hf)와 Fan Blade(Ti-17)의 사용상 요구조건에 적합한 최적의 후보재료가 선정될 수 있다.

그리고 선정된 재료의 타당성을 살펴보기 위해 항공기의 터어보팬 엔진성능을 향상시키는데 가장 중요한 부분인 Turbine Blade, Turbine Disk, Turbine Vane에 실제 사용되고 있는 합금을 터어보팬 엔진의 제조사별로 비교한 것을 Table 8에 나타냈다. 여기서 후보재

료가 엔진제조사별로 차이가 있는 것을 알 수 있었다. 또한 각 합금의 특성을 비교 검토하면 재료선정의 입력조건과 재료개발의 방향이 확립될 수 있으므로 Table 8에 나타난 각 엔진 제조사의 사용합금에 대해서 비교하였다. Pratt & Whitney사의 터어보팬 엔진(JT9D-7)의 터어빈 디스크, 터어빈 블레이드, 터어빈 밴에 실제 사용되고 있는 석출경화형 Ni계 초합금인 Waspaloy, B-1900, MAR-M200+Hf, IN 100이 데이터 베이스에 의해 추가로 선정되었고 Rolls Royce사에서 이용하고 있는 Rene 41, 80, Inconel 718 및 데이터 베이스에서 선정된 UDIMET 700에 대해서 합금원소의 첨가량, 특성 및 제조방법, 사용온도 등을 비교 검토해 보았다.

Table 8. Types of alloys used for turbofan engines by several manufactures.

Component	P & W(JT 9D-7)	GE(CF-6)	Rolls Royce(RB-211)
Turbine Blades	B-1900, Mar-M200	Rene 77, 80 A286(Fe-25.5Ni)	Nimonic 80,105
Disks	Waspaloy, IN-100 Astroloy	Inconel 718	Nimonic 80
Vanes	WI-52, Mar-M200 B-1900, IN-100	Rene 41, X-40 Rene 80	-

Turbine Disks와 Turbine Case에 사용되는 Waspaloy는 내열성 향상과 모재의 강화를 위해 Cr 19.5%와 Co를 13.5% 첨가하고 고온 크리프강도를 향상시키기 위해 Ti 3.0%와 Al 1.4%를 미세화합물로서 모재에 균일하게 석출시킨후 결정입계(Grain Boundary)를 강화하고 고온 크리프강도증대를 위해 Zr 0.09%와 B 0.006%를 첨가한 합금으로 주·단조가 가능하며 900°C까지 사용이 가능하다.

또한 IN 100, B1900, MAR-M200은 Cr의 함유량을 8%~9%로 저하시키고 Al과 Ti의 함유량을 7%~10%로 다량 첨가해서 진공용해 및 정밀주조방법(일방향응고)을 통해 제조한 것으로 고온내식성은 다소 저하하나, 고온 크리프강도가 증대되어 사용온도를 1000°C까지 높일 수 있는 초합금이므로 항공기의 엔진에서 1단, 또는 2단 Turbine Blade와 같은 가장 가혹한 조건에 이용되고 있다.

그리고 MAR-M200+Hf는 Hf(하프늄)을

1%~3%정도 첨가하므로써 미세조직 변화와 Zr, B과 같이 결정입계를 강화시키고 고온 크리프강도 수명을 향상시킨 합금이며 일방향응고법에 의해 제조하여 사용되고 있는 합금이다. 여기서 일방향성응고방식은 터어빈 블레이드의 일반적 제조공정으로서 합금원소가 다량 함유되어있는 열간가공성이 불량한 합금에 주로 이용된다. 특히 터어빈 블레이드와 같이 엔진작동시에 받게되는 원심력과 반복피로응력에 대한 저항성이 요구되는 부분의 재료는 고온에서 결정입계의 결합력이 저하되고 결정입계의 슬라이딩현상으로 길이방향과 수직인 입계에서 주로 파단이 일어난다. 이러한 결함을 보완하기 위해서 개발된 기술이며, 금속을 용융상태로 유지하면서 응력이 작용하는 축방향으로 응고가 진행되도록 하여 크리프파단강도를 향상시킬 수 있는 방법이다.

DATA BASE에 의한 재료선정결과로 얻어진 NIMONIC계 초합금, UDIMET 700, IN

6201의 특성을 보면 NIMONIC계는 영국제 엔진제조회사(Rolls-Royce사)가 사용하고 있는 재료로서 80Ni-20Cr 합금에서 개량된 NIMONIC 105는 Co 20%, Cr 15%를 첨가하고 Al-Ti-Nb를 6.0% 첨가하여 석출강화시키고, Mo 및 W을 5.0% 첨가하여 고용강화해서 고온강도를 향상시킨 합금으로 사용온도가 850°C이다. 또한, NIMONIC 115는 Co와 Cr 함유량을 다소 감소시키고 Al-Ti-Nb의 첨가량을 8.8%로 증가시켜 고온강도 수명을 향상시킨 합금으로서 사용온도도 900°C 정도이기 때문에 실제 Turbine Blade에 사용해도 특성상 문제가 되지않는 초합금이다. 또한 UDIMET 700은 NIMONIC 105와 성분상 거의 동일하나 Al 함유량을 4.5%로 증대시켜 열간 가공이 곤란하지만 정밀주조재로 사용하면 실제 엔진재료로의 적용에 문제가 없으며 사용온도도 960°C이다.

그리고 General Electric사의 CF-6 시리즈에 사용하고 있는 Rene 41은 Cr 19%와 Co 11% 이외에 석출경화원소인 Al과 Ti를 각각 1.5%, 3.1% 첨가하고 입계강화를 위해 Zr, B를 소량 함유시킨 합금으로 용접성이 양호하고 판재, 단조재로 사용되며 사용한계온도도 915°C로 내열성이 우수한 합금이다. Rene 80은 Rene 41을 개량한 합금으로 Cr, Co량을 감소시키고 Ti와 Al의 첨가량을 5.0%, 3.0%로 증대해서 고온크리프강도를 향상시킨 합금이다. 또한 터빈 디스크에 사용되는 Inconel 718은 기존 석출경화형 Ni계 합금과는 달리 Ni와 Al, Ti의 화합물을 석출시키는 대신에 Ni와 Nb의 화합물을 석출시켜 고온강도를 향상시킨 합금으로 사용한계온도는 700°C로 다른 Ni계 초합금보다 낮으나 용접성이 우수하고 항복강도가 매우 우수하다.

따라서 선정된 합금은 항공기 터보팬 엔진재료의 요구특성상에는 커다란 문제점은 없으나, 엔진이 개발된 국가별로 사용재료가 다소 차이를 보이고 있다. 이와같이 각 엔진제조사의 사용재료의 차이점은 재료 안정적 공급과 재료의 신뢰성 문제가 재료선정시 크게 작용하며 또한 공급가격면에서 발생하는 손실을 억제하기 위해 자국의 소재를 이용했거나, 엔진제조사에 엔진재료를 직접개발해서 사용

하고 있기 때문이라고 판단할 수 있다. 이러한 이유로 국내에서도 항공기용 재료개발을 정책적 차원으로 추진해야 할 것으로 판단되며, 또한 항공기용 재료의 국내생산이 가능한 범위를 설정해서 산, 학, 연공동연구체제를 확립해서 단계별로 생산하여 KFP 사업을 추진하고 향후 첨단소재산업을 육성시킬 수 있는 기반을 조성해야 한다고 사려된다.

3-2 후보재료에 대한 특성 평가방안

상기와 같은 실제 항공기 터보팬 엔진의 각 사용재료의 특성을 토대로 본 연구에서 개발한 데이터 베이스를 이용한 재료 선결결과와 비교 검토해 본 결과 터보팬 엔진의 성능향상을 좌우하는 터빈부에 사용되는 재료는 800°C-900°C 정도에서 사용되기 때문에 우선 재료선정시 입력항목을 (1) 고온 크리프강도(CTE1,2,3), (2) 고온 내식성(CR), 내산화성(OR), (3) 사용 한계온도(ST), (4) 주·단조성(CAT), (5) 피로특성(FR), (6) 내응력부식저항성(SCC), (7) 용접 및 접합성(WD), (8) 항복강도(YS), 파단강도(RUS), (9) 밀도(DS), (10) 열팽창계수(CRS), (11) 제조단가(CO), (12) 공급가능성(국내, 국외의 제조기술근거)의 순서로 조건을 입력하는 것이 적정재료선정시 객관성과 타당성이 있다고 판단되며, 또한 항공기엔진에 사용되는 베어링은 고하중과 고속회전속도에 대한 저항성, 내마모특성, 고온에서의 화학적 안정성 및 치수의 안정성이 매우 중요하다. 따라서 사용재료의 종류도 표면경화강(Surface Hardening Steel), 스테인레스강(Stainless Steel), 고장력 코발트합금(High Tension Co Base Alloy)이 사용되고 있기 때문에 입력항목도 내열합금과 거의 동일하고 터빈부의 재료선정순위와 크게 차이는 없지만 중점적으로 관리해야 할 항목을 추가로 입력하거나, 특성항목은 동일하나 별도의 기준으로 입력할 필요가 있다. 추가해야 할 항목으로는 표면경도(경도항목에 입력), 내마모특성, 열팽창계수, 사용수명, 성형성 등이 있다.

터보팬 엔진재료의 성능평가 방안의 일례로서 특성의 선정입력 순위에 따라 중요도를 상·중·하로 구분하여 각 항목별로 -1에서 -5(최적-최악조건)의 부가치를 감산하여

선정된 재료를 정량적으로 평가할 수 있다. 따라서 Turbine Blade에 사용되는 2개 (Waspaloy, Rene 80)의 합금과 Turbine Disk에 사용되고 있는(Inconel 718)의 합금에 대해서 성능평가를 실시한 결과를 Table 9에 나타냈다. 감점의 합계가 Waspaloy와 Rene 80은 -56점이고 Inconel 718은 -68점으로 평가되었다. 여기서 사용자의 요구특성에 따라 재료성능의 사용가능점수(상기 경우에는 -60점)를 결정한 후 사용재료의 비교하면 Waspaloy와 Rene 80은 Turbine Blade용 재료로 사용해도 문제가 없으나 Inconel 718은 내응력저항성, 용접성, 성형성, 사용한계온도가 다소 열등한 관계로 Turbine Disk, Turbine Exhaust Case용으로 적합하다. 또한 팬(Fan)에 사용되는 Ti계 합금에 대해서도 성능평가한 예를 Table 10에 나타냈

다. 팬의 사용재료의 경우에 있어서 비교 평가하기 위해 팬 블레이드용 Ti-6Al-4V 합금과 팬 케이스용 Ti-5Al-2.5Sn 합금 및 Ti-17 합금에서 대해서 성능 평가한 결과 Ti-6Al-4V 합금은 비강도, 고온강도, 피로강도가 우수하고 열처리에 의해 인장강도로 120kgf/mm²까지 증대시킬 수 있는 합금으로서 팬블레이드용 재료로 적합한 재료이나 Ti-5Al-2.5Sn 합금은 크립파단강도, 고온에서의 기계적 성질 및 용접성은 Ti-6Al-4V보다 우수하지만 회전응력에 대한 피로저항 및 Notch인성, 충격저항이 열등하기 때문에 팬 블레이드용 보다는 팬의 케이스에 사용하는 것이 바람직한 합금이다. 그리고 Ti-17 합금은 합금성분이 Al 0.5%, Cr과 Mo이 4.0%, Sn과 Zr을 2.0% 첨가하여 항복강도를 120kgf/mm² 정도로 향상시킨 합금으로 인성, 연성,

Table 9. Evaluation results of pre-materials for turbine balde.

특 성	중요도	평 가		
		Waspaloy	Rene 80	INCONEL 718
물리적 성질				
용 점	L	2	2	3
밀 도	L	3	3	3
열전도도	M	2	2	3
열팽창계수	M	3	3	3
기계적 성질				
인장강도	M	2	3	3
항복강도	L	2	3	1
파단강도	L	3	3	3
연 신 율	M	4	2	3
경 도	M	2	2	3
화학적 성질				
O,N,C,H와의 친화성	L	3	2	3
고온강도				
크립파단강도	L	2	2	3
열 충격	M	2	3	4
내응력성	M	3	4	4
고온피로	L	2	2	3
제 조 성				
주·단조성	L	3	2	4
성 형 성	M	2	3	4
열처리성	M	3	2	3
용 접 성	M	2	2	4
제조단가	L	4	4	3
사용한계온도	L	2	2	4
공급가능도(국내)	L	5	5	4
TOTAL		-56	-56	-68

L : 중점관리항목 M : 필요에 따라 관리항목 S : 영향이 적은 관리항목 평가표작성시 1-5점 감점표시 (최적 : -1, 중간 : -3, 최악 : -5)

Table 10. Evaluation results of pre-materials for fan.

특 성	중요도	평 가		
		Ti-6Al-4V	Ti-5Al-2.5Sn	Ti-17
물리적 성질				
용 접	M	2	2	1
밀 도	L	2	2	3
열전도도	M	3	3	2
열팽창계수	S	3	3	3
기계적 성질				
인장강도	L	2	3	1
항복강도	L	2	3	1
파단강도	L	3	2	2
연 신 율	L	4	3	3
경 도	M	2	2	3
화학적 성질				
O,N,C,H와의 친화성	S	2	2	2
고온강도				
크립파단강도	M	3	3	2
열 충격	M	3	4	2
내응력성	L	3	4	3
고온피로	L	2	4	2
제 조 성				
주·단조성	M	4	4	4
성 형 성	L	2	3	2
열처리성	L	2	3	2
용 접 성	L	3	2	3
제조단가	L	3	2	3
사용한계온도	S	2	3	2
공급가능도(국내)	M	4	4	4
TOTAL		-56	-62	-50

L : 중점관리항목 M : 필요에 따라 관리항목 S : 영향이 적은 관리항목 평가표작성시 1-5점 감점표시 (최적 : -1, 중간 : -3, 최악 : -5)

크립강도 및 피로강도가 우수한 합금으로 팬 블레이드용으로 적합한 합금이다. 그러나 비강도는 Ti-6Al-4V보다 다소 떨어지는 점이 결점이기도 하다.

상기와 같은 평가방안을 통해 데이터 베이스에서 선정된 재료의 정량적 특성평가 및 구조설계시 타당성도 동시에 검토할 수 있으며, 향후 사용가능한 대체재료개발 및 선정에도 기여할 수 있다고 사려된다.

4. 결 論

(1) 항공기용 터보팬 엔진의 재료선정용 데이터 베이스 개발에 의해 항공기 재료관련 산업에서의 재료선정과 수입 초내열재료의 품질검사, 내열재료개발분야에서의 활용이 가능하며, 국내에서 최초로 작성된 것으로서 현재로서는 항공기용 엔진재료에 한정된 데이터 베이스이지만 앞으로 국내의 항공, 우주산업

의 활성화와 항공소재산업의 발전을 도모하는데 필요한 항공소재의 종합적인 DATA BASE를 구축하는데 기초자료로 활용이 가능하다.

(2) 또한 실제 DATA BASE를 이용해서 항공기용 터보팬 엔진에 사용재료를 선정한 결과 실제 엔진 제조회사가 사용하고 있는 재료가 선정되었으며, 대체사용이 가능한 재료로 선정할 수 있었다.

(3) 항공기 엔진의 성능향상에 가장 중요한 터빈부의 재료선정에 있어서 특성입력의 우선순위를 결정하였고, 선정된 재료의 평가 방안도 제시함으로써 항공기 엔진의 설계자와 내열합금의 재료 개발자 및 재료 공급자에게 기초자료로서 충분한 역할을 할 수 있을 것으로 생각된다.

본 연구는 학술진흥재단의 연구비에 의해 수행되었으며 그동안 연구를 수행하는데 적극

지원해 주신데 대해 깊은 감사를 드린다.

참 고 문 헌

1. W. W. Bathie, Fundamentals of Turbines, John Wiley & Sons, Inc., P. 167, 1984.
2. I. E. Treager, Aircraft Gas Turbine Engine Technology (2nd ed.) McGraw-Hill, Inc. 1979.
3. J. V. Casamassa, Ralph D. Bent, Aircraft Jet Power Systems, McGraw-Hill, P. 369, 1965.
4. G. W. Meetham, The Development of Gas Turbine Materials, 1981.
5. 洪用植, 가스 터어빈 엔진, 淸文閣, P. 407, 1990.
6. 先端材料應用事典編集委員會, 先端材料應用事典, (株)日本産業調査會, P. 730, 1990.
7. 新素材編纂委員會, 新素材 핸드ブック, 丸善(株), P. 419, 1988.
8. 韓國科學技術院, 航空機用 金屬材料 심포지움, 1990年 6月.
9. 김학민, 이종훈, 조창용, 機械와 材料, 韓國機械研究所, Vol. 2, No. 4, 1990.
10. 日本金屬學會編, 金屬データブック, 改正2版, 丸善(株), P. 130, 1984.
11. W. F. Smith, Structure and Properties of Engineering Alloys, McGraw-Hill, 1981.
12. 金光培, 崔垣宗, 朴明果 編著, 航空機材料, 韓國航空大學 出版部, 1990.
13. 三島良續, 岩田修一 編著, 新素材開發 と 材料設計學, ソフトサイエンス社 P. 217, 1985.