

타이타늄 합금의 군사적 응용 (4)



許善茂
國科硏 책임연구원
공학박사



沈仁玉
國科硏 책임연구원
공학박사



千昌煥
國科硏 책임연구원
공학박사

“
높은 비강도, 높은 사용 온도,
내식성, 내산화성, 비자성, 생산성 등이
동시에 구비된 타이타늄 합금은 지상, 해상 및
수중, 우주 항공 장비 등의 군사적으로 중요한
요구 사항을 만족시킬 수 있는 재료로 향후
무기체계 고기능화 및 고성능화에
부응할 수 있는 전략적으로 가장
중요한 재료에 속한다
”

나) 현재('91년) 적용성 평가중인 것

(1) Shipboard Piping Systems

- 부품 : -shipboard seawater-service/-firemain piping

Practical Wall Thicknesses of Gr.2 Ti Piping for Seawater Service on Surface Ships¹⁷⁾

Pipe Size (in.)	Class 200 Cu-Ni	Gr.2 Ti min.wall	Gr.2 Ti Sub.Sch.5	Gr.2 Ti Sch.5
2	0.083	0.019	0.049	0.065
3	0.095	0.028	0.062	0.083
6	0.135	0.053	0.080	0.109
12	0.250	0.101	0.118	0.156

- 현 적용 중인 소재 : 90/10 Cu-Ni 합금
- 문제점 : 1년 이내 파손(CG-47 순양함)
- 원인 분석 : erosion-corrosion, occurring at

seawater turbulence, impingement, cavitation at elbows, tees, bends, joint I.D. mismatch, valves pumps, and past, orifices

- 대책 : Aegis cruisers and destroyers 경우 3단계 대비 타이타늄으로 교체 검토중(P.51, P.52, P.54 사진 참조)
- 효과 : -erosion-corrosion 해결/-200 Cu-Ni 합금 대비 70~80% 경량화 가능

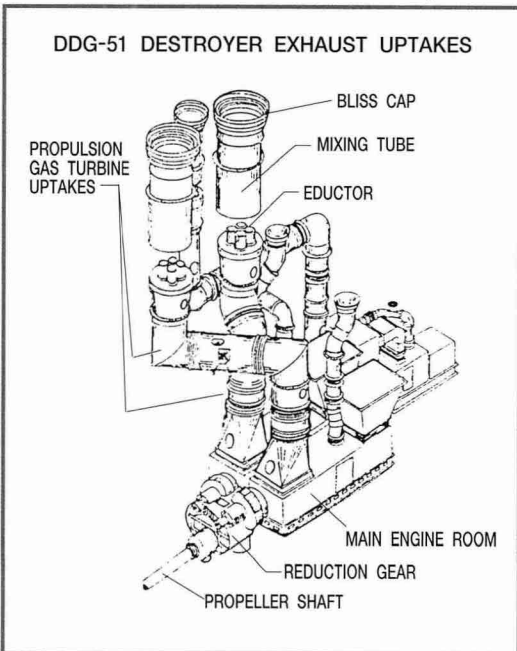
200Cu-Ni 튜브를 thin-wall 타이타늄 튜브로 교체시 얻어지는 경량화 효과(Dry Weight Only)¹⁷⁾

pipe size (in.)	Dry Wt.of Cu-Ni Pipe (lb./100ft.)	%Wt. Savings	
		Sch.5 Ti (%)	Sub-Sch.5 Ti (%)
2	232	60	70
3	394	56	72
6	1060	59	71
12	3914	69	78

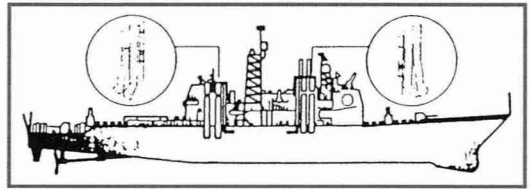
(2) Exhaust Uptakes

- 역할 : 550~1050°F 사이의 가스터빈 엔진 연소 가스 배출구(아래와 오른쪽 그림 참조)

Schematic view of two of the four propulsion exhaust uptakes on the DDG-51 destroyer¹⁷⁾



Aegis 함상의 exhaust uptakes의 위치



- 현실 계 : CRES(i.e.316SS)로 30년 수명 350~500 cycles/year start-up thermal transient.
- 문제점 : 수년내 uptakes 벽 코너 및 용접 stiffener 근처 균열/buckling and cracking of internal stiffener and insulation support members.
- 원인 분석 : uptakes 구조상 thermal fatigue 및 불균일한 thermal expansion.
- 대책 : Gr. 12 타이타늄 또는 9 타이타늄으로 교체(low expansion coefficient, good fatigue property, low density)

• 기대 효과

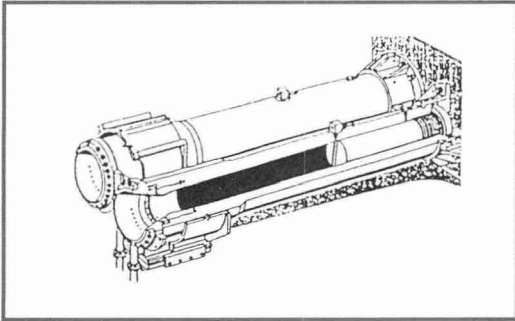
- 열 응력 감소로 피로 파괴 및 buckling 현상 감소
- Topside 중량 절감으로 stability 증대
- 45~65% 경량화
- localized corrosion 방지
- hot chloride spray 및 SO2 가스 방출로 인한 균열의 방지

(3) Catapult Water Brake¹⁷⁾

- 역할 : 증기 비행기 사출기 체계는 항공모함 갑판에서 항공기를 발진시키는 역할을 한다. 항공기 발진 후 사출기 당 2개의 증기구동 피스톤이 5피트 거리에서 200mph속도로부터 정지되어야 한다. 이를 수행하는 것이 p.50 상단 그림들의 water brake이다.

- 설계 현황 : 주 부품은 water brake cylinder로 고 장력강이다. 항모당 10개의 water brake(2개의 스페어 포함)가 있다.

View of a pair of aircraft carrier water brake cylinders, representing prime candidate application for the Beta-C™ titanium alloy(Courtesy of Titanium Technologies, Houston, TX).

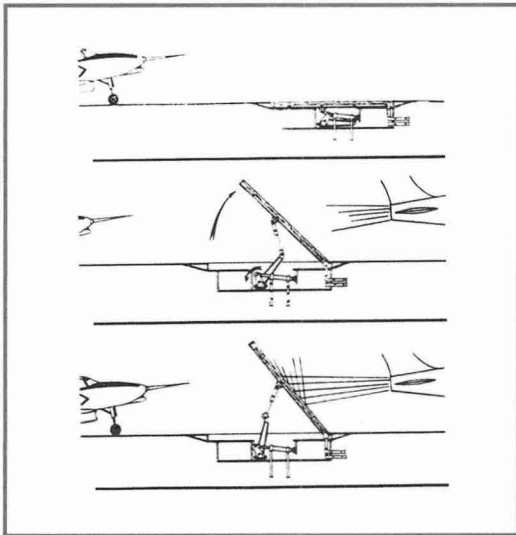


- 문제점 : 실린더 해수쪽 부위 응력 부식으로부터 전면적 파괴 발생.
- 대책 : Beta-C™ 합금으로 교체 시험중('91년 현재, 우수한 내식성/고강도/우수한 파괴인성)
- 효과 : 생산시 美 해군 최초 본격적 타이타늄 사용. topside 중량 감량, 항모당 15톤 경량화 가능.

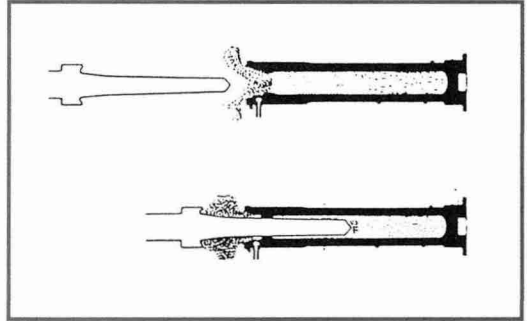
(4) Jet Blast Deflectors¹⁷⁾

- 역할 : 이륙시 고온의 항공기 배기 가스의 방향을 뒤따라오는 다음 전투기와 차단, 바뀌는 것이다. 항모당 4개씩 Jet Blast Deflector (JBD)가 있다.(아래 그림)

함재기 이륙시 항모의 Jet Blast Deflector 작동 순서¹⁷⁾



An aircraft carrier water brake cylinder experiences elevated internal hydrostatic pressures while halting catapult pistons after aircraft launch¹⁷⁾



- 설계 및 작동 현황 : 6061-T6 알루미늄 합금 판재를 알루미늄 framework에 붙인 것으로 열 손상을 최소화 하기 위하여 해수로 냉각시킨다.
- 문제점 : 잦은 교체로 해군에 비용 부담.
- 원인 : 해수 부식, thermal distortion, thermally-induced warpage 및 균열 발생.
- 대책 : Gr. 9 또는 12 타이타늄 sheet panels로 교체.

• 수중장비

구 소련의 Alfa급 핵 추진 Hunter-killer 잠수함은 Pressure Hull이 타이타늄으로 되어 있고²²⁾, 정상적인 HY강으로 된 Hull보다 훨씬 깊은 곳에서 작전을 수행할 수 있다는 보고가 있다.

P.51의 아래 표에서 보는 바와 같이 잠수함 선각재로 많이 쓰이는 HY-80과 타이타늄 합금 Ti-5Al-2.5Sn을 비교시 비강도가 타이타늄 합금이 훨씬 크며 타이타늄 합금은 400~500°C의 온도에서도 내식성이 우수할 뿐만 아니라 잠수함 선각재에서 특히 중요한 점은 비자성체라는 점이다.

美 해군의 연구 잠수함 Alvin DSV2는 깊이 조절 탱크가 타이타늄 합금으로 되어 있는 바, 탱크의 이론적 붕괴 압력은 527bar이다. 그러나 Alvin의 최대 잠수 깊이는 2000m였고, 1973년에 새로운 타이타늄 pressure sphere로 교체 후 잠수 깊이를 3650m로 증

적용성 평가가 기대되는 것¹⁷⁾

부 품	현재의 소재	문 제 점	대 책
Weather Doors	Al, Steel, SS	corrosion	titanium alloy
Electrical Fittings and Connectors	Zn-coated steel brass, Cd-plated 및 Chromated Al 또는 SS	general, galvanic localized corrosion failure localized Chloride Attack	titanium alloy
Vertical Launch system	steel, HY-80 steel, Cu-Ni piping Bronze valves	general or localized attack, accelerated pitting weight	Gr.2.9 or 5 Ti 해수 내식성 저밀도(상부중량 감소) 증대된 방탄성
propulsion shafting	hollow steel propulsion drive shafts	low corrosion fatigue limit	beta annealed Ti-6Al-4V, 고 내부시 피로 한도 낮은 탄성률, 비자성, FRP재료와 함께 사용가
fasteners	Monel K-500	localized chloride attack, wastage	Ti-6Al-4V and Beta-C™ 내해수부식, high air and sea water toughness and fatigue strength, Galvanically compatible w/steels, SS, high Nickel alloys and graphite reinforced plastics in ambient sea water
Hull armor	steel armor	Topside and total weight 증가	Gr.5 or 9 Ti
Valves	Bronze, Monel	erosion-corrosion	Gr.5 Ti

대시킨 바 있다.

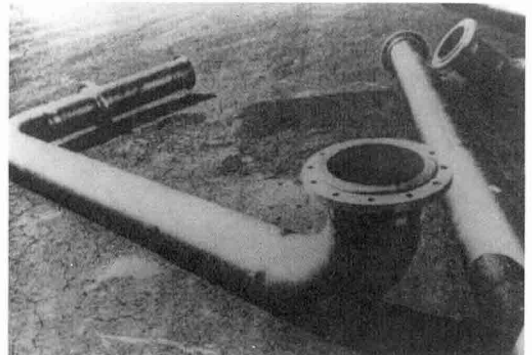
Kare 등의 분석에 의하면 구소련의 Alfa급 잠수함(79mL × Ø10m)은 18MW의 엔진으로 최대 42kts속도로 1000m까지 잠수한다는 사실은 Hull이 타이타늄 합금으로 만들어졌음을 의미한다.

P.52 왼쪽 위의 그림은 표준중량 비율과 최대잠수 깊이를 나타낸다. 최대 300m깊이에서 잠수하기 잠수함용 강과 타이타늄의 성질 비교²²⁾

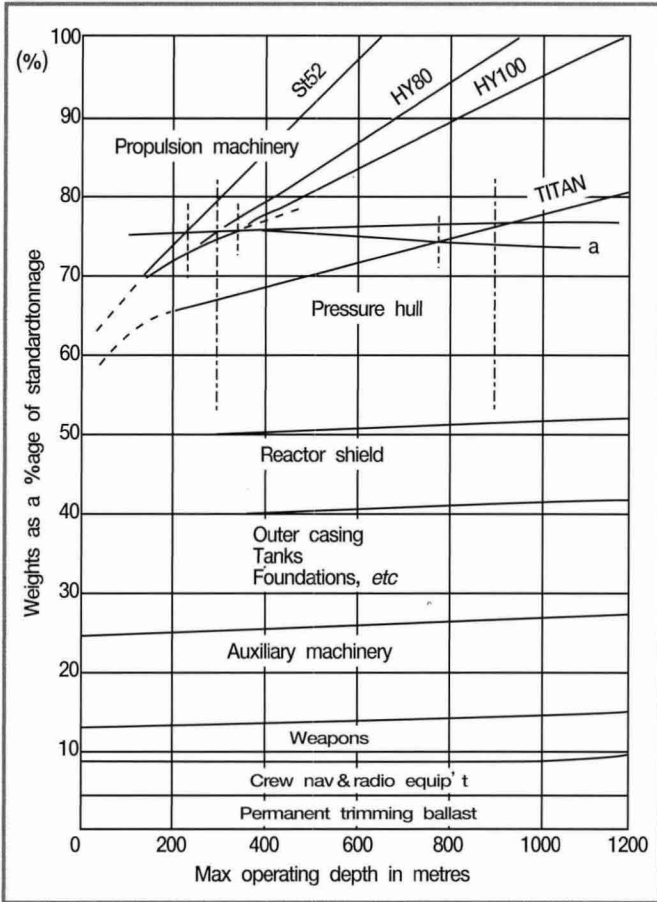
구 분	steel	titanium
Quality	HY80	Ti-5Al-2.5Sn
비중(gm/cc)	7.8	4.5
인장강도(kg/cm ²)	5600	8000
연산율(%)	20	11
탄성률(kg/cm ²)	21 × 10 ⁶	1.12 × 10 ⁶
Poison's ratio	0.3	0.5(?)
Coeff of expansion(°C)	11.5 × 10 ⁶	8.2 × 10 ⁶
열전도도(kcal/mh°C)	45	14.4
평균비열(kcal/kg°C)	0.117	0.139

위해서는 HY-80강으로 pressure Hull을 만들때 pressure Hull은 총 Dry Weight의 25% 무게를 갖게 되며, pressure Hull을 타이타늄으로 만들때 최대 잠수 깊이는 900m가 되며 52steel과 HY-100강에 대해서는 230m, 335m가 각각 최대 잠수 깊이가 된다.²²⁾

Typical welded Gr.2 titanium Schd.5 piping subsections for seawater service incorporating Type A stub end flanges¹⁷⁾

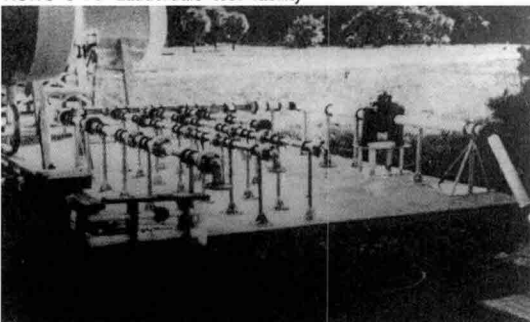


표준 중량 비율과 최대 잠수 깊이²²⁾



그리고 300m 잠수 깊이에서 주 엔진은 52steel의 경우 21%의 무게를 점유할 수 있으며 HY-80강은 24.5%, 타이타늄 합금의 경우에는 33%를 점유할

Thin wall titanium seawater piping loop demonstrator at NSWC's Ft. Lauderdale test facility¹⁷⁾



수 있음을 나타낸다. 이는 타이타늄 합금 사용시에는 무장, 승무원 등 작전 수행을 위한 추가적인 능력의 증대가 가능하다는 의미가 된다. 또한 그렇지 않으면 더 성능 좋은 추진 기관을 장착해 잠수함의 속도를 높이는 데도 기여할 수 있다.

타이타늄이 가지는 여러 가지 독특하고 매력적인 특성은 현재의 해상 및 수중 장비가 안고 있는 한계나 문제점들을 해결해 줄 수 있는 실제적인 해결 방안이라 판단된다. 또한 이러한 장비의 성능 개량을 통해 함정의 성능, 가용도, 적재하중, 기동성, 생존성의 증대를 위해서는 타이타늄 합금의 적용이 유일한 길이라고 판단된다.

항공 우주 장비

• 항공 장비

*설계인자와 타이타늄 합금

타이타늄의 사용량(P.53 위의 표 참조)을 보면 80% 이상이 항공 우주에 사용됨을 알 수 있으며, 항공기 기체보다는 엔진에 더 많은 양이 사용되고 있음을 알 수 있다.

한편 P.53 아래 왼쪽 그림에서 보면 타이타늄 합금 사용량이 상용기(보잉사)의 성능 개선을 위해

F-22 전투기 기체의 사용 재료²⁶⁾

재 료	구성비(%)
Ti-6Al-4V	36
Thermoset-composites	24
Aluminum	16
Other materials	15
Steel	6
Ti-6Al-2Sn-2Zr-2Cr-2Mo-0.15Si	3
Thermoplastic composites	>1

미국의 타이타늄 소비량 추이 (lbs × 10⁶)²³⁾

분야 \ 연도	1991	1992	1993	1994	1995	1996	1997
Non-Aerospace	7.3	7.1	7.1	7.1	7.8		
Commercial Aerospace	18.3	18.8	18.6	19.0	20.0		
Defense-Aerospace	8.8	9.5	10.8	10.8	13.4		
TOTAL	34.4	35.4	36.5	38.0	41.2	61.5e	66.0e

e: estimate

타이타늄 합금의 사용량과 요구 성질²⁴⁾

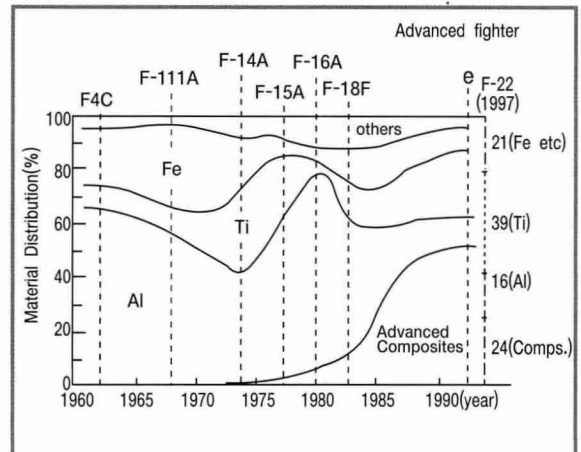
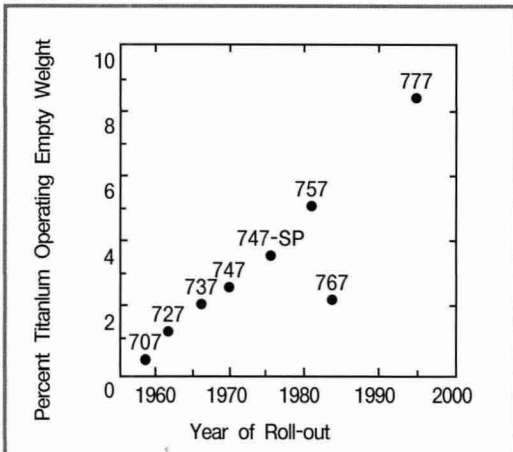
분야	미국	유럽	제품 요구 성질
Jet engines	42%	37%	Elevated Temp. Tensile Strength Creep Strength Elevated Temp. Stability Fatigue Strength Fracture Toughness
Airframes	38%	33%	High Tensile Strength Fatigue Strength Fracture Toughness Fabricable
Industrial	20%	30%	Corrosion Resistant Adequate Strength Fabricable Cost Competitive
1990 사용 lbs. × 10 ⁶	52.0	20.1	

계속 증가하고 있음을 보여 주며, 전투기 적용 재료 변화추이(아래 오른쪽 그림)를 보면 철계는 타이타늄 재료로 알루미늄 재료는 복합 재료로 바뀌어 가고 있음을 알 수 있다. 또한 1997년 9월 7일 최초 보잉사제 항공기에서의 타이타늄 사용량²³⁾

비행에 들어간 F-22 Raptor 기체 구조용 재료의 42%가 타이타늄 재료이다.

항공기 및 전투기에서 타이타늄이 왜 매력적인가? 항공기 재료 선정의 지배적 요소는 중량 절감,

전투기 사용 재료 변화 추이²⁵⁾



운용 온도 체적구속인자, 카본 화이버 보강 폴리머 복합재료(CFRP)와의 적합성 및 부식 등이다.

-중량 절감

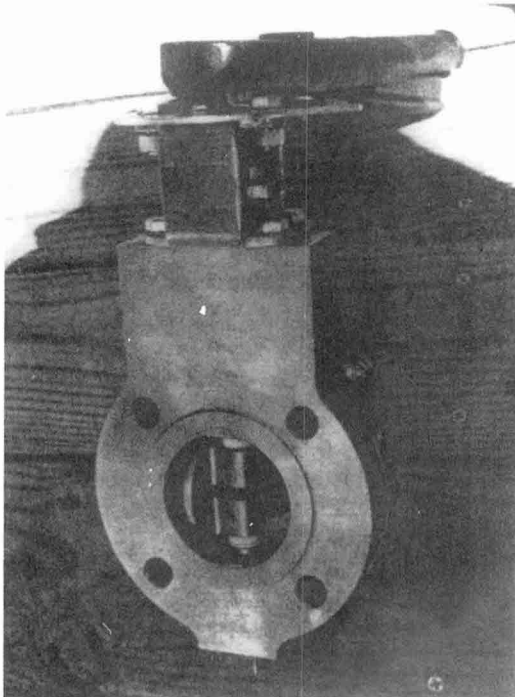
중량 절감이 대부분 타이타늄 적용의 근본적인 동기가 된다. 타이타늄 합금은 강보다 약 40%정도 밀도가 작으면서 강과 비슷한 강도를 보유하기 때문에 강이나 니켈기 합금 대신 사용해 현저한 중량 감소를 달성할 수 있다. 심지어는 4340과 같은 고장력까지도 어떤 경우에는 타이타늄으로 대체할 수 있다.

-체적구속인자

보잉사제 항공기의 가장 큰 타이타늄 단조품 중에는 구조물의 체적을 줄이기 위해서 사용되는 것도 있다. 그 예로서는 757, 747, 777의 착륙기어 비임이 있다.

알루미늄이 싸기 때문에 적용될 수도 있지만 작동 하중이 크므로 날개 속에 집어 넣기에는 구조물이

An all Gr.2, titanium seawater butterfly valve included in the NSWC's titanium piping test loop¹⁷⁾



너무 커지게 된다. 타이타늄이 실제적인 재료이다.

-작동 온도

통상적인 알루미늄 합금은 약 130~150°C까지 사용될 수 있다. 따라서 타이타늄이 고온에서는 자연스러운 선택이 된다.

강이나 니켈기 합금이 사용될 수도 있지만 밀도가 너무 커지게 된다. 엔진 반침 구조물과 보조 전원 장치 등의 분야에서 온도가 주된 설계 고려 사항이 된다.

-카본 화이버 보강 폴리머 복합재(CFRP)와의 적합성.

CFRP 사용량이 증가할수록 CFRP와 다른 재료와의 적합성이 중요한 과제가 된다. 알루미늄과 흑연(graphite) 사이에는 전위차(galvanic corrosion) 문제가 야기될 수 있다.

알루미늄과 흑연을 분리시킬 수 있는 보호 시스템이 있다 하여도 코팅에 조금의 틈새만 생겨도 이로 인해 알루미늄의 급격한 부식이 초래될 수 있다. 검사하거나 교체하는 것이 어려운 결정적인 구조물의 경우 타이타늄을 쓰면 이러한 부식 문제는 걱정이 없다. 777의 꼬리부분 fittings가 그 예이다.

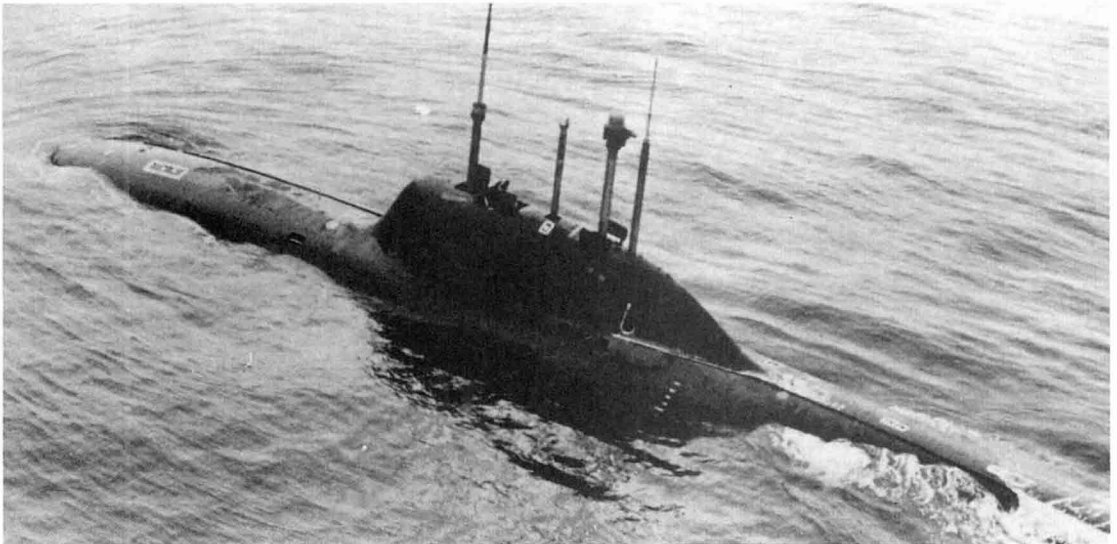
알루미늄에 비해 타이타늄의 낮은 열팽창계수도 또 다른 이점이다. CFRP구조에 붙인 상태로 열을 반복적으로 받게 되면 알루미늄에 열 부하를 초래할 수 있다.

-부식

타이타늄은 거의 모든 부식에 대하여 상대적으로 강하기 때문에 항공기의 바다, 화장실 등 부식되기 쉬운 부위에 사용된다.

-가격

타이타늄은 광범위한 강도 범위를 갖는 것은 물론이고 비강도가 크고 부식 등에 강하며 생산성과 용접성 등이 좋기 때문에 정비 유지라든지, 설계시 무게 감소 등 수명 주기 비용을 고려할 때 우주/항공에 적용되는 타이타늄의 가격은 크게 문제되지



Russian Alfa class submarine which is manufactured with a titanium hull(Courtesy "Janes Fighting Ships")

않을 수 있다.

***항공기에 적용되는 타이타늄 합금**

기체 및 엔진 어떤 부품에 어떤 타이타늄이 쓰이는가가 아래 표와 P.56 위의 표에 나와 있다. 또한 군용기에 소요되는 타이타늄 소요량이 P.56 아래 표에 나와 있다.

1997년 9월 7일 최초 비행 이후 2004년부터 현재의 미 공군 F-15를 대체시킬 F-22A Raptor에 적용된 타이타늄 합금에 대해 좀더 자세하게 알아보기로 한다.

F-22 Raptor는 F-15기를 대체하기 위한 것으로 현재의 미 공군 항공기보다 성능이 훨씬 우수한 전투기로 속도, 항속거리, 민첩도(agility), 공격 및 방어 능력에서 훨씬 우수하고 피 탐지 가능성이 감소되었다.

설계시 신뢰도와 정비 유지도에 중점을 두었고 스텔스 능력과 탐지 능력이 탁월하며 조종사는 오직 전투에만 집중하도록 되어 있는 바 엔진, 기체구조물 등 재료의 뒤받침이 이를 가능하도록 하였다. 또한 개선된 공정을 통하여 고신뢰도, 저비용 및 정

상용 및 군용 항공기에 소요되는 구조용 타이타늄 합금 부품¹⁾

분 야	부 품 명	민 항 기	군 용 기
날 개	frame small parts skin spoiler flap	Ti-6Al-4V	Ti-6Al-4V Ti-6Al-4V Ti-6Al-4V, Ti-6Al-6V-2Sn, Ti-8Mn Ti-6Al-4V
기 체	frame small part skin		Ti-6Al-4V, Ti-6Al-6V-2Sn, IMI-230 Ti-6Al-4V Ti-6Al-6V-2Sn, Ti-8Mn
기 타	engine nacelle pylon landing gear parts hydraulic piping fastener	Ti-64, IMI-230 [M]-680, Ti-64 Ti-64 Ti-3Al-2.5V 군용기와 동일	Ti-6Al-4V Ti-6Al-4V Ti-6Al-4V, Ti-6Al-6V-2Sn Ti-3Al-2.5V Ti-13V-11Cr-3Al, Ti-11.5Mo-6Zr-4.5Sn

항공기 엔진 부품에 적용되는 타이타늄 합금¹⁾

parts	engine	JT9D	CF6-50	F100	Adour
		(P&W)	(GE)	(P&W)	(RR/Turbomeca)
fan	disc	Ti-64	Ti-64	Ti-6246	Ti-64
	blade	Ti-64	Ti-64	Ti-811	Ti-64
	vane			Ti-811 Ti-64	
	case			Ti-64	
compressor	disc	Ti-64 Ti-6242	Ti-64 Ti-6242	Ti-6246 Ti-811	Ti-64 IMI-685
	blade	Ti-64 Ti-811 Ti-6242	Ti-64 Ti-6242	Ti-811 Ti-6246	Ti-64 IMI-685
	vane		Ti-64	Ti-64 Ti-6246	
	case	Ti-64 Ti-525	Ti-6242	Ti-64	Ti-64 Ti-6242
aircraft		B747 DC10	DC10 C5A	F15 F16	Fi, T2 Jaguar Hawk
weight(kg)		3,978	3,962	1,371	740

비유지 간편화 등이 구현되었다.

고성능을 구현하기 위하여 다량의 타이타늄(모든 구조물의 중량기준 42%)과 복합재료(중량기준 24%)(P.52 아래 오른쪽 표)가 사용되었다.

P.58 위의 표에 F-22 Raptor 각 부분별로 적용 소재와 합금의 기계적 성질이 나와 있다. 참고로 P.57 아래 표에는 Boeing 777에 사용된 타이타늄 합금의 종류가 나와 있다.

이들은 전통적인 재료보다 강도가 높으면서 더 가볍고 내식성이 더 좋다. 타이타늄은 또한 사용온도에 대하여 여유를 준다. 사실상 타이타늄은 최근의 어떤 다른 미국 전투기보다 많은 비율로 F-22에 사용되었다.

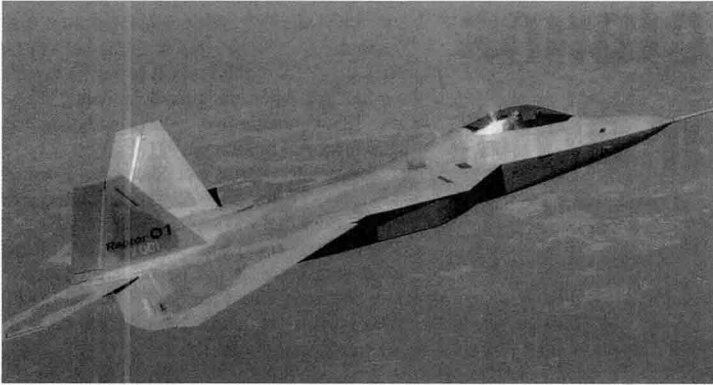
-F-22 부위별 타이타늄 적용 내용

The mid-fuselage(무게 3900kg) : 유압, 전기, 환경 제어, 연료, 보조 동력 등 모든 시스템들이 이 부위를 지난다. 여기에는 3개 연료탱크 4개의 내부 무기고, 20밀리 기관포도 여기에 있다. 이 중간 동체의

35%만이 알루미늄이고 복합재가 23.5%, 타이타늄이 35%에 달하며, The lower keel chord는 약 18kg

군용기에 소요되는 타이타늄 소요량¹⁾

Aircraft/Engine	Titanium buy weight	
	kg	Ib
A-10/(2)TF-34	1824	4000
F-5E/(1)J85	635	1400
F-5G/(1)F404	1089	2400
F-14/(2)TF-30	24630	54300
F-15/(2)F-100	29030	64000
F-16/(1)F-100	3085	6800
F-18/(2)F-400	7620	16800
C-130/(4)T-56	499	1100
C-5B/(4)TF-39	24812	54700
B-1B/(4)	90402	199300
F101/GE-102		
KG-10/CF-6-50	32206	71000
CH-53E/(3)T-64	8800	19400
CH-60/(2)T-700	2041	4500
S-76/(2)All 250	544	1200
AH-64/(2)T-700	635	1400



기체의 42%에 타이타늄이 적용된
美 공군의 최신예 전투기 F-22 Raptor

시뮬레이션을 통해서 4개의 복합재 Spar 사이마다 하나의 타이타늄을 넣어 보강하였으며 이로 인해 전투 상황에서 생존성이 높아졌다.

The enpennage(미익) : 수직 및 수평꼬리로 구성되어 있다. 수직꼬

리는 다층구조로 되어 있으며 HIPed cast rudder actuator housing을 갖고 있다.

엔진부(35,000-lb 추력급):

*Alloy C 고장력 burn-resistant titanium compressor stators는 Pratt & Whitney에서 개발한 합금으로 높은 고온강도와 지연 연소에 대한 괄목할만큼 개선된 저항력을 보임으로써 Stator의 내구도를 증가시켜 엔진이 더 고온에서 더 빠르게 가동하여 추력과 열효율을 높여 준다.

*Alloy C in augmentor and nozzle도 동일한 내열 타이타늄 합금으로 후방 부품들을 보호하여 추력과 내구도를 얻게 한다.

무게의 Ti-6-22-22 합금이다. 4개의 bulkheads가 Ti-6-4이며 이중 하나는 항공기 역사상 가장 큰 단일 타이타늄 부품이다.

The aft fuselage(무게 2270kg) : 타이타늄 67%, 알루미늄 22%, 복합재 11% 중량을 점한다. 후방동체(The aft fuselage)의 4분의 1이 대형의 전자빔 용접된 전후방 붐들(forward and aft booms)로 구성되어 있으며 그 중 가장 대형이 전방 붐으로 길이 3m 이상에 무게 약 300kg이다. 붐을 용접함으로써 전통적인 fastener 약 75%정도가 줄어들었다.

The wings(900kg/wing) : 42%가 타이타늄, 35% 복합재, 23%가 알루미늄, 강 등으로 구성되어 있다.

Titanium Alloys Used on the Boeing 777

Alloy	Condition	UTS(MPa)	Forms
CP	A	345 ~ 550	Sheet, plate, bar
Ti-3Al-2.5V	CWSR	860	Hydraulic tubing
	A	690	Honeycomb core
Ti-6Al-4V	A	895	All Products forms
	BA	895	Forgings
	STA	1,100	Fasteners
Ti-10V-2Fe-3Al	STA	1,190	Forgings
Ti-15V-3Cr-3Al-3Sn	STA	1,035	Sheet
	STA	1,140	Castings
Ti-3Al-8V-6Cr-4Mo-4Zr	Cold Drawn, Aged	1,240 ~ 1,450	Springs
Beta-21S	STA	≥860	Nacelle area

* CP : Commercially Pure, A : Annealed, BA : Beta Annealed, CWSR : Cold Worked and Stress Relieved, STA : Solution Treated and Aged

Properties of selected alloys in the F-22²⁶⁾

Material	composition	T.S.(MPa)	Y.S.(MPa)	Elong.(%)
Alloy C	50Ti-35V-15Cr	860	-	-
Ti-62222	Ti-6Al-2Sn- 2Zr-2Cr- 2Mo-0.15Si	1204	1131	12.0
Ti-64	Ti-6Al-4V	895	825	10
Aermet100	Fe-13.4Co- 11.1Ni-3.1Cr- 1.2Mo-0.23C	1965	1724	14

- 타이타늄으로 구현된 기술

Hot isostatic pressing : 구조용 타이타늄 주물에
서 HIP 처리 함으로써 내부 Shrinkage 공공을 늘려
없애고 공공벽에 확산 접합하도록 하였다. 6개의 대
형구조물이 HIP로 만들어졌다.

- the rudder actuator housing
(각 rudder 마다 1개씩)
- the canopy deck
- the wing side of body forward and aft
fittings(각 날개 당 2개씩 4개)
- the aileron strong back(각 aileron에 1개씩 2개)
- the inlet canted frame(좌, 우 각 1개씩)

*전자빔 용접 : 이를 통해 Boeing사와 Aerojet사
에 경량화 된 후방동체 조립이 가능하게 하였다. 부
품들을 진공 챔버 내에서 전자빔 용접함으로써 산

소에 노출되어 유해한 표면 취성막이 생기는 것을
방지할 수 있어서 다른 용접법에 비해 1인치 두께
이상의 타이타늄 부품에 대해 훨씬 더 신뢰성 있는
접합이 가능하게 해준다. 전자빔 용접을 함으로써
75%까지의 fasteners 소요를 줄여 조립 과정을 단순
하게 하고 중량을 감소시켰을 뿐 아니라, fasteners
의 수를 줄인다는 것은 연료누출 가능성이 있는 구
멍을 줄인다는 뜻이 된다.

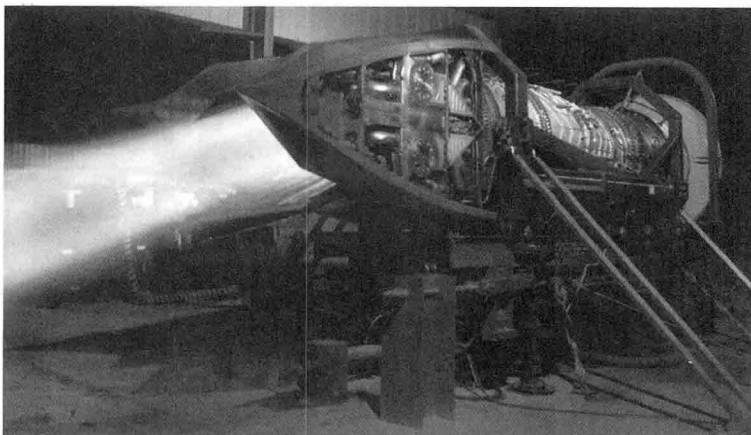
- F-22의 타이타늄 관련 2가지 성공담

*CF(Casting Factor : the ratio by which the
mechanical properties of castings are downgraded
in design concepts)를 1로 사용, 즉 70개의 타이타
늄 주물을 CF=1로 했다는 것은 주물 기술의 발전
적 성취를 의미한다.

*이음매 없는 Ti-6Al-4V 유압 튜브 사용
(Sandvik Specialty Metals : SSM), 종전에는 Ti-
3Al-2.5V 합금으로 유압 튜브를 만들어 왔는데,
SSM의 발명으로 최초로 Ti-6Al-4V(20% ~ 30%
stronger than Ti-3Al-2.5V) 유압 튜브를 사용하여
fatigue 성능 개선으로 경량화에 기여하였다.

- 해결되지 않은 점

*Strain-induced porosity : 이는 Boyer에 의해 보
고 됐는 바 3.5인치 이상 타이타늄 판재에서 명백한
이유 없이 발생, 그 이유가 밝혀지지 않았다.



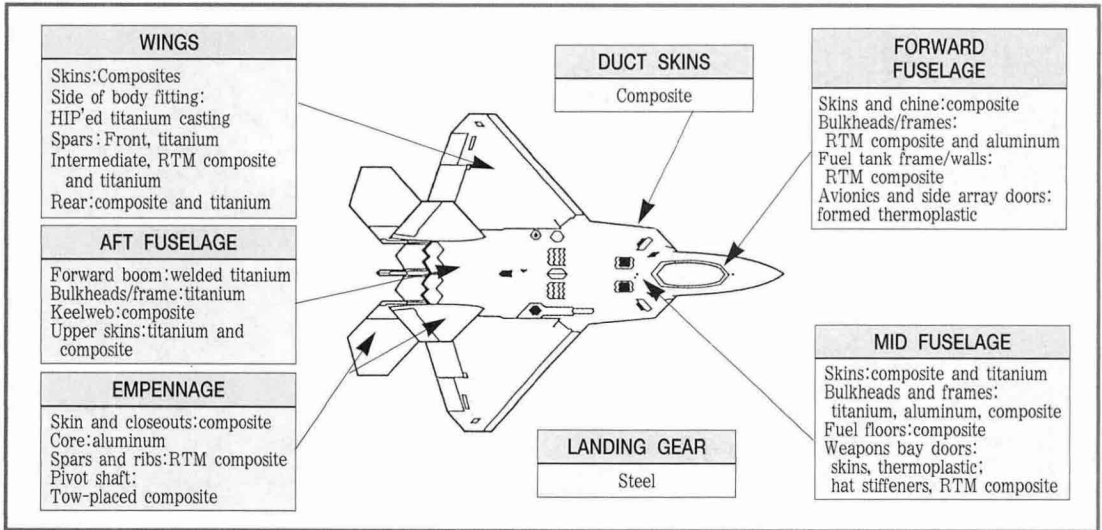
• 로켓 및 우주 장비

* 로켓과 타이타늄

로켓용 재료는 고강도와 내
열성이 요구된다. 로켓의 성능

P&W F119 engine powers the F-22.
It's full time thrust vectoring nozzles enable
great agility.²⁶⁾

F-22의 부위별 사용 재료 종류



*전장 19m, 날개 폭 13.5m, 높이 5m, 최고 속도 마하 2, 승무원 1인²⁶⁾

을 나타내는 mass ratio는 추진제 중량과 로켓 전 중량의 비로 이 값이 커지면 성능이 좋아지게 된다. 동일한 연료를 갖는 기체 중량을 가능한 가볍게 하면 로켓 성능이 향상되기 때문에 사용되는 재료는 비강도가 높은 것이 요구된다.

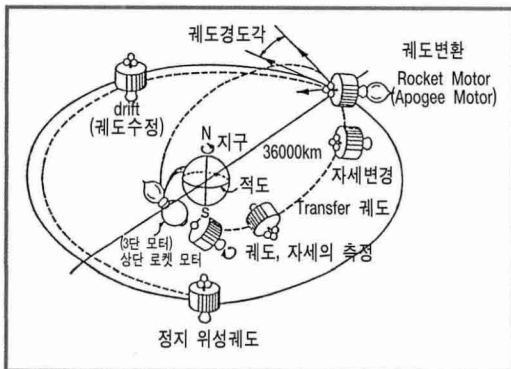
한편 고강도화에 의하여 연성이 떨어지기 때문에 균열 감수성이 크게 되고 불안정 파괴를 유발할 수 있기 때문에 파괴인성이 높은 재료를 선정할 필요가 있다. 기체 경량화를 위해서는 가능한 한 두께가 얇아져야 하나 bending stiffness가 작아지게 된다.

특히 긴 원통형의 single rocket에서는 강성 부족에 의해 정상적 비행이 어렵게 될 수도 있다. 이 강성을 지배하는 요소는 재료의 종 탄성 계수이고 이는 재료의 고유한 성질이기 때문에 선정시 충분히 고려되어야 한다.

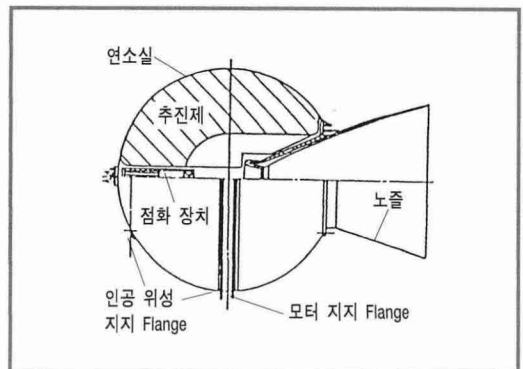
압연 및 소성가공에 의해 성형되는 것을 용접하여 사용하는 것이 대부분으로 용접가공성이 양호한 재료가 바람직하다.

내열성에 관해서는 FRP 재료 등의 발달로 기체 대부분의 구조 재료에 대해서는 문제가 안되지만

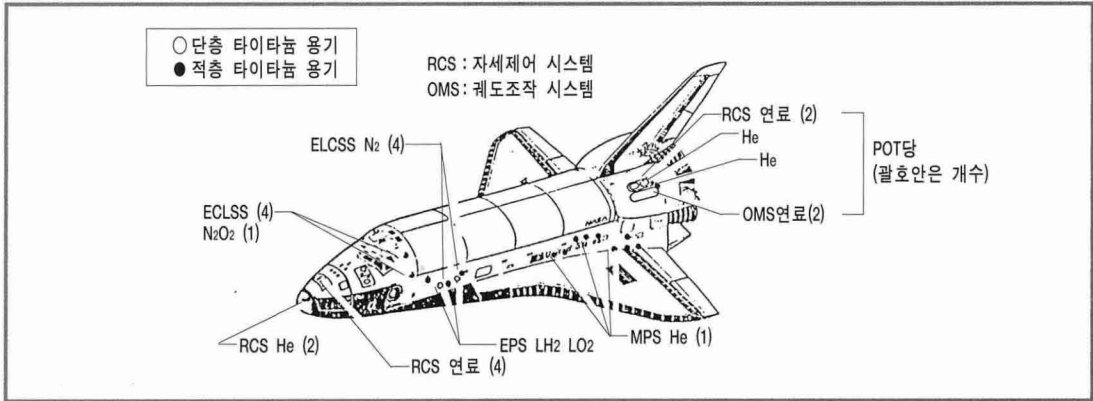
정지 위성에 도달하는 과정²⁸⁾



일본 과학위성용 상단 로켓 모터²⁸⁾



우주 왕복선의 궤도용 타이타늄제 압력용기²⁸⁾



nozzle, 액체 로켓엔진, 재돌입 capsule 등은 내열 재료의 적용이 필요하다.

그 외의 성질로는 특히 액체 로켓이 극저온의 액체연료가 사용되기 때문에 극저온에서의 강도와 인성이 요구된다.

*** 타이타늄 재료의 응용 예**

'99/5월호 P.60의 아래 표에서 언급했던 것처럼 타이타늄은 비교적 가볍고 인장강도가 150kg/mm²에 달하는 것도 있고 하여 로켓용 재료로는 비강도가 최대인 것 중의 하나이다. 또 여기에 내열성, 내 환경성이 우수하기 때문에 항공우주 분야에 응용이 급속히 확대되어 왔다.

로켓용으로 상단의 모터 케이스, 인공 위성, 우주선용 구조 재료로 타이타늄은 없어서는 안될 재료이다. 위성 궤도 변환용 로켓 모터는 인공 위성의 구성 요소로서 중량경감(重量輕減)과 함께 위성 탑재 능력을 높여 주고 있다.

타이탄의 원통상의 모터 케이스는 Ti-6Al-4V를 사용한 액체 로켓 탱크이고 ICBM Minuteman(대륙간 탄도탄) 등을 시작으로 많은 구형(球形)과 누에고치 모양의 모터 케이스에 사용된 실적을 갖고 있다. 이러한 모터 케이스는 단조재료로부터 기계 가공 후 용접(TIG)하여 조립 사용하고 있다.

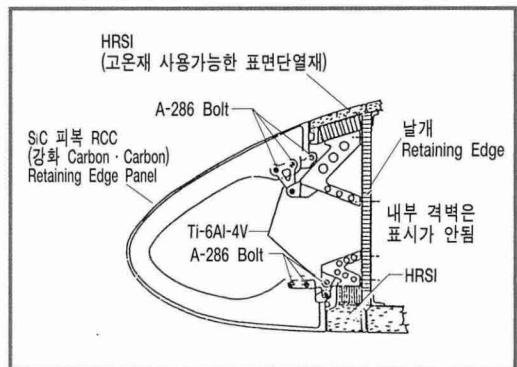
또 Ti-6Al-4V은 저온 특성이 양호하기 때문에

Atlas용 He 탱크에 사용된 실적도 있다. 이 경우 저온 특성을 개선하기 위해 산소 질소 수소 등의 침입형 원소량이 작게 규제된 ELI(Extra Low Interstitial) Grade 합금이 사용된다.

그 다음 많이 사용되는 것은 Ti-5Al-2.5Sn 합금이다. 이는 단일 상으로 금속조직학상으로 안전하며 용접성도 좋고 피로 특성도 우수하다. 이와 함께 Mercury, Gemini의 Capsule를 시작으로 달 착륙선 아폴로 우주선의 주요 구조재로 사용되었다.

또 1981년 성공한 우주 왕복선의 main engine부에는 Ti-6Al-4V, Ti-5Al-2.5Sn 외에 Ti-6Al-6V-2Sn 등의 타이타늄 합금이 사용되고 있다. 우주 왕복선의 고압 탱크(위의 그림), 날개 전단부(아래 그림), 유압 배관(Ti-3Al-2.5V), 추력구조물 등에 타이타

우주 왕복선의 Retaining Edge(전단)부²⁸⁾



늄 합금이 적용되고 있다.

맺는 말

높은 비강도 높은 사용 온도 내식성, 내산화성, 비자성, 생산성 등이 동시에 구비된 타이타늄 합금은 지상, 해상 및 수중, 우주 항공 장비 등의 군사적으로 중요한 요구 사항을 만족시킬 수 있는 재료로써, 향후 무기체계 고기능화 및 고성능화에 부응할 수 있는 전략적으로 가장 중요한 재료에 속한다.

지금까지 비싼 재료로 인식되어 온 타이타늄 합금은 우수한 특성을 고려한 설계와 이로써 구현 및 발휘될 무기체계의 성능을 감안한 무기 체계 운용 유지 측면을 고려시 결코 비싼 재료가 아니다. 防

참 고 자 료

- 1) M. J. Donachie, Jr. 「Titanium A Technical Guide」 ASM International, 1988.
- 2) Metal Handbook 8th Ed. Vol.1, p.525.
- 3) F.H. Froes, 「Light Metal Age」, Feb. 1996, p.70.
- 4) F.H. Froes, P.G. Allen and M. Niinomi, 「Non-Aerospace Applications of Titanium」, The Minerals, Metals & Materials Society, 1998, p.5.
- 5) 정봉수역, 「병기공학 편람」, Rheinmetal사, AMDC-1-81000-1, 국방과학연구소, 1980, 11. 27, p.297.
- 6) 허선무, 심인옥, 천창환, 「제6회 지상무기체계 발전 세미나 논문집」, 국방과학연구소, 육군교육사령부, 한국방위산업진흥회, 한국군사과학기술학회, 1998, 9, 29, pp.211 ~ 230.
- 7) Wells, M.G.H.et al. 「Metallic Materials for Lightweight Application」, Proceedings of the 40th Sagamore Army Materials Research Conference 30 August ~ 2 September 1993, Plymouth, Ma.
- 8) 「Titanium '92 Science and Technology」, Vol. 1 Ed. by F.H. Froes and I Caplan, The Minerals, Metals & Materials Society, 1993.
- 9) Wells, M.G.H.et al. 「Titanium Applications and R&D for Army Ground Systems」 in F.H. Froes, P.G. Allen and M. Niinomi, 「Non-Aerospace Applications of Titanium」, The Minerals, Metals & Materials Society, 1998, pp.289 ~ 296.
- 10) 허선무, 심인옥, 천창환, 「제5회 지상무기체계 발전 세미나 논문집」, 국방과학연구소, 육군교육사령부, 한국방위산업진흥회, 1997, 11, 21, p.97.
- 11) J.S. Montgomery, M.G.H. Wells, B. Roopchand, and J.W. Ogilvy, JOM, May, 1997, p.45.
- 12) 「(美)Defense Technology Area Plan(FY1998)」, U.S. DoD, May 1997.
- 13) M. Burkins and W. Love, 「16th Inter. Symp. on Ballistics Sanfrancisco」, CA Sept. 23-27 1996.
- 14) ORDP 20-170 「Armor and Its Application to Vehicles」, Office of The Chief of Ordnance, Washington, D.C., 31 Dec. 1961.
- 15) M.G.H. Wells, B. Roopchand, F.H. Froes, O.N. Senkov, and S. Reichman, 「Evaluation of a Russian Titanium Tank Door」, in F.H. Froes, P.G. Allen and M. Niinomi, 「Non-Aerospace Applications of Titanium」, The Minerals, Metals & Materials Society, 1998, pp.305 ~ 313.
- 16) G.R. Daly, 「Titanium News」 Summer, 1996.
- 17) Schutz, R.W.et al. 「Naval Engineers Journal」, May 1991, pp.175 ~ 191.
- 18) 「ASM Metals Handbook」, Vol.13-Corrosion, 1987 Ed. ASM, Metals Park, OH, p.692.
- 19) J. J. Feeney, 「Naval Engineers Journal」, March 1989, pp.71 ~ 75.
- 20) T. W. Hull, 「Naval Engineers Journal」, July 1987, pp.122 ~ 124.
- 21) W. L. Adamson and R. W. Schutz, 「Naval Engineers Journal」, May 1987, pp.124 ~ 134.
- 22) K. M. Heggstad, 「Maritime Defence」, April, 1983, pp.105 ~ 109.
- 23) F. H. Froes, 「Light Metal Age」, Feb. 1997, pp.66 ~ 73.
- 24) F. H. Froes, 「Light Metal Age」, Oct. 1995, p.6.
- 25) 이용태 외, 「초고속 비행체용 내열구조 설계연구」, 한국기계연구원, 1992.
- 26) 「Lockheed Martin Aeronautical Systems」, Adv. Mat' ls & Processes 5, 1998, pp.23 ~ 26.
- 27) Lane Lineberger, Adv. Mat' ls & Processes 5, 1998, pp.45 ~ 46.
- 28) 草道 英武外 「金屬チタンとその應用」, 日刊 工業新聞社, 1983, 10, pp.108 ~ 120.