航空機에 있어서의 超塑性 Al 合金의 應用

Application of Aluminum Alloy Superplasticity in Aerospace

張 錫 泰 譯

1. 序 論

商業用 飛行機의 燃料費 향상, 軍用機의 航續距離 증대를 위해서는 機體의 重量감소가 중요하다. 機體重量의 감소는 積載燃料의 감소에 연결하여 설계의 재검토에 의한 輕量化(Resizing)가 試圖되는 것에서 相乘的인 효과가 기대된다. 예를 들면 長距離航空機에서 試算으로서 1톤의 重量절감은 총 1.74톤의 重量절감에 연결된다고 하고 있다. 이와 같이 機體輕量化의 효과가 뚜렷하기 때문에 輕量化의 목적으로 여러가지 시험이 계속되고 있다. FRP, Al-Li 合金의 적용은 그의 代表的인 것이나 超塑性加工(SPF)의 이용도 그 한 예이다.

SPF에 의해서 복잡하고 일체화된 部品의 製造가 가능하게 되는 것에서 部品數量의 감소 및 "훼스나"의 감소에 따라 重量이 감소되어 진다. SPF를 잘 이용하면 약 50%의 重量절감이 가능하다고 한다.

製造上에서 보다 싼 金型으로 成形이 가능하게 되는 위에 部品數의 절감에 의한 金型數量이 감소되어 金型費用, 維持費用도 절감할 수 있다는 利點도 있다. 低密度, 高彈性이 기대되는 Al-Li系 合金도 超塑性을 나타내는 것이 명확하게 되어 航空機 용도로서 超塑性加工의 응용에 일층 박차가 걸려 있다. 이런 狀況에서 1985年 7月, 英國에서 超塑性 Al合金의 航空機로서의 응용에 관한 國際會議(Superplasticity in Aerospace Alumium)가 개최되었다.

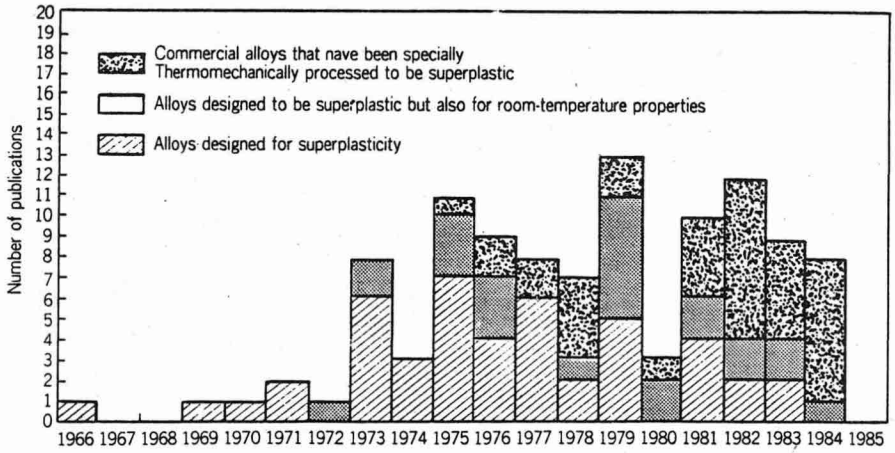
筆者는 本國際會議에 참가하는 機會를 얻었으므로 그 槪要를 정리하기로 했다. 다시 첨가하자면 超塑性 全體에 대해서는 먼저 우수한 刊行本解說이 있다. 따라서 本稿는 어디까지나 會議에 발표된 내용에 그쳤다. 때문에 解說로서는 일부분이 一般性에 결점이 있을지도 모르지만 용서를 바란다.

2. 超塑性 Al 合金

그림 1은 최근 20年間 超塑性 Al合金에 관한 發表論文의 내용의 推移를 나타내고 있다. 당초 많았던 學術的 硏究에서 최근에 이르러 旣存合金에 TMT를 이용하는 것에 의해 超塑性을 發現시키는 實用合金의 연구가 증가되고 있는 것이 주목된다.

Supral 100, 220으로 代表되는 Supral系 合金은 특히 歐州에서 航空機用 超塑性 材料로서 이용되고 있고 이번 國際會議에서도 實驗材로서 잘 사용되고 있었다. 本系列 合金組成은 表 1에 표시한다. 主要 元素는 Al-Cu-Zr이고 多量의 Zr에 의해서 結晶粒의 微細化가 꾀해지고 있다. 本系列 合金은 結晶粒이 數 μm이라 대단히 微細하지만 成形前은 亞粒界로 되며 超塑性 變形中에 動的, 再結晶을 일으킨다.

美國에서는 보다 高强度材를 목적으로 하여 7475의 TMT 材의 개발이 진행되고 있는 것은 周知이다. 7475는 Supral에 비하여 현재의 것은 結晶粒이 거칠기 때문에 最大伸率을 얻는 歪速度(Strain rate)가 늦다. (Alcoa의 7475 "E형"에서 15μm 정도) Northlop/Reynold 社가 개발한 MD 254는 현재로서는 최대 6.5mm까지 量産



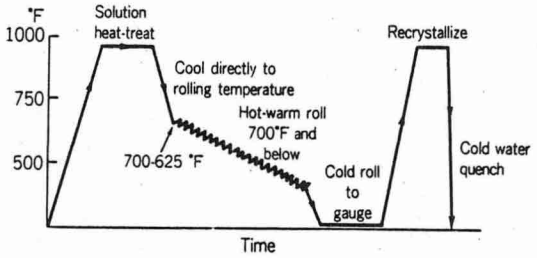
〈그림 1〉 超塑性 Al 合金의 문헌의 1960年에서 현재까지의 推移, 학술적 硏究에서, 工業用 合金硏究로에의 변화가 눈에 띈다.

가능한 製造法이라고 되어 있다. 그림 2의 製造 Practice에 나타난 바와 같이 溶體化 處理溫度에서 371°C 以下로 냉각하여 中間板材의 두께까지 溫間壓延한다. 이어서 冷間壓延하여 連續熱處理 라인에서 溶體化 處理하는 工程으로 이루어진다. 0.160″板 두께의 結晶粒은 L 方向에서 17.5 μm, T 方向에서 8.4μm 이며 521°C, $\varepsilon=2.2\times10^{-4}\,sec^{-1}$에서의 一軸 伸率은 700%를 나타냈다. 한편 Alcan社는 實驗室 수준이지마는 結晶粒 5 μm 의 SP7475를 試作하고, 그림 3에 表示된 것처럼 매우 뛰어난 超塑性 擧動이 확인되었다.

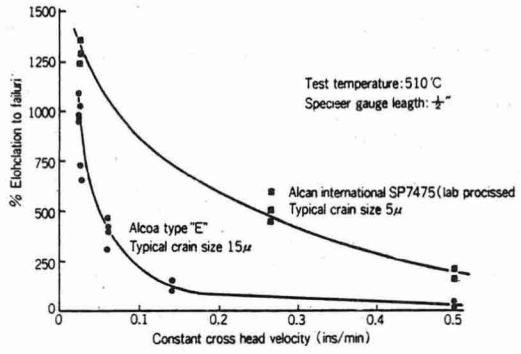
Al-Li 合金도 대체로 良好한 超塑性을 나타낸다. 높은 價格이 예상되는 Al-Li 合金에서는 Buy/Fly 比를 向上시키는 것이 중요하며 그 意味에서도 Al-Li 合金과 SPF 와의 組合은 편리하다.

Al-Li 合金은 靭性개선을 위해서 Zr 가 첨가되며 微細 結晶粒으로 되어있다(結晶粒 2~4μm). IM 材로서 AA에 登錄되어 있는 8090을 연구하는 이외, PM을 이용하여 結晶粒의 微細化, 高傾角化를 기하고, 또한 成形中에 粒子成長을 방지하는 것에 의해서 超塑性 伸率과 耐 Cavitation 性을 향상시키도록 意圖한 列의 報告도 있었다. 그외 한층 成形速度의 向上을 목표로 한 合金開發의 예도 소개되었다.

20% SiC 위스카(Whiskers)를 含有한 2124複合材, IN9021 Mechanical 合金材, 2124-0.6Zr PM 材 등이 그것이며, 예로 그림 4에 나타난 바



〈그림 2〉 MD254의 TMT Practice의 槪略圖



〈그림 3〉 微細粒 7475의 超塑性 伸率에 미치는 歪速度, 結晶粒의 影響.

와 같이 2124-0.6Zr PM 材에서는 $\varepsilon=1\sim2sec^{-1}$ (1,000%/min~2,000%min)에서 最大伸率 500% 가까이가 얻어졌다고 하고있다. 이와같이 빠른 歪速度에의 變形도 超塑性이라 부를 수 있는가는 檢討를 요하나 빠른 歪速度에의 "超塑性的 변형"은 SPF 의 量產技術로의 실마리로서 주목되고 있다.

〈표 1〉 Supral系 合金의 化學組成

Alloy	Cu	Mg	Zr	Fe	Zn	Ge	Si	Mn	Ni	Cr	Al
Supral 100	6.0	0.25	0.4	0.1	0.05	—	—	<0.1	—	—	remainder
Supral 220	5.9	0.35	0.4	0.18	0.07	0.1	0.12	<0.01	<0.01	<0.02	remainder

3. Cavitation의 原因과 防止

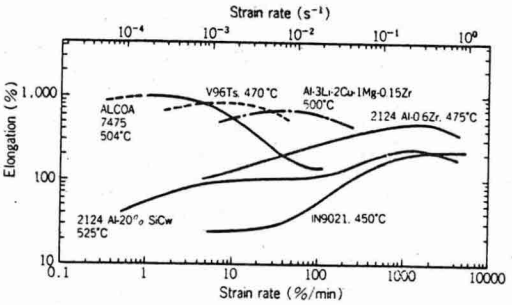
超塑性을 나타내는 代表的 合金인 Supural 220, 7475E, Al-Li-Cu-Mg-Zr(8090)의 어느 것에 있어서도 그림 5에 나타난 것과 같이 超塑性變形이 진행됨에 따라서 급격히 Cavitation이 발생한다. 수많은 發表가 이 Cavitation 문제에 言及하고 있으며 Cavitation의 制御가 SPF 開發의 Key라는 것을 이야기 하고 있다.

가. Cavitation에 미치는 材料要因

Cavitation에 미치는 材料要因으로서는 結晶粒度, 金屬間化合物 水素가스(기포)를 들수 있다.

1) 結晶粒度

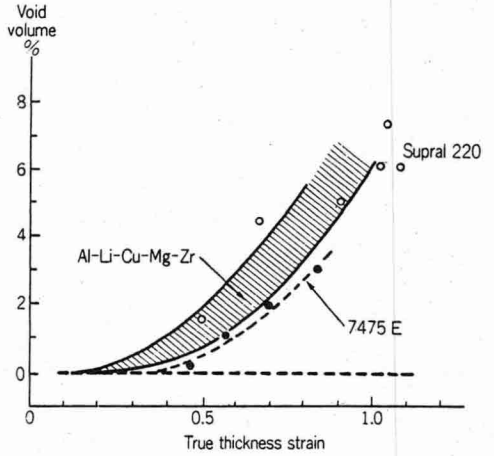
SPF에서 結晶粒度는 대단히 중요하며 超塑性伸率, Flow Stress에 관해서도 結晶粒이 微細한편이 바람직하다는 것이 있으나 Cavitation에 관해서도 그림 6에 나타난 바와 같이 結晶粒이 작을수록 Cavitation의 生成이 적다. 그외 粒界가 大傾角으로 等方的일것 및 超塑性 變形中에 結晶粒의 粗大化가 일어나기 곤란한 것이 중요하다.



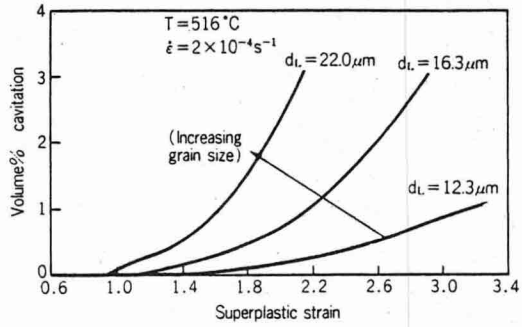
〈그림 4〉 各種 Al合金 및 복합재의 超塑性에 미치는 歪速度의 영향

2) 金屬間化合物

7475에서는 Al-Cu-Fe系의 不定形 單相 晶出物은 Cavity의 發生點이 되지 않으나 Al-Cu-Fe와 Al-Fe-Si로 되는 多相 包晶系 晶出物은 Cavity의 發生點이 된다는 것이 지적됐다. 0.02~0.5μm의 크기로 이루어져 있는 $Al_{12}Mg_2Cr$系 析出物은 結晶粒의 크기, 成長에 영향을 주는 것에 의한 간접적인 영향은 부정할 수 없으나 직접적인 영향은 없는것 같다. 또 Supral 220에 대해서 Cavity는 $ZrAl_3$보다도 $CuAl_2$粒子가 관계하고 있다.



〈그림 5〉 Al合金의 超塑性 加工時의 Cavitation에 미치는 歪量(Strain)의 영향



〈그림 6〉 7475合金의 超塑性 Cavitation에 미치는 Grain Size의 영향

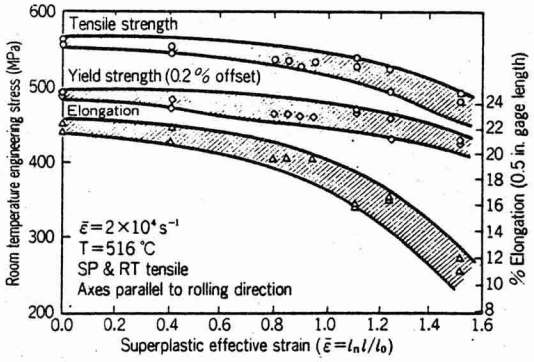
3) 水素가스

水素가스에 起因하는 물집(Blistor)이나 內部

多孔度도 Cavitation과 密接하게 관계하고 있으며 內部 多孔度가 Cavity의 發生點이 되는 것을 나타냈다.

나. Cavitation과 SPF 후의 性能

航空機의 특히 構造部材에 SPF를 적용 할때는 SPF 후의 성능이 機械的 성질, 疲勞强度를 포함해서 低下하지 않는 것이 필요하다. 그림 7 그림 8은 超塑性 變形후의 機械的 성질, 疲勞强度에 미치는 歪量(Strain)의 영향을 나타낸 것이다. 歪量(Strain)이 증가함에 따라서 특히 伸率 疲勞强度의 低下가 현저하며 이것은 Cavity의 生成과 대응하고 있다.



〈그림 7〉 超塑性成形後의 7475 T6의 引張特性에 미치는 歪量(Stain)의 영향

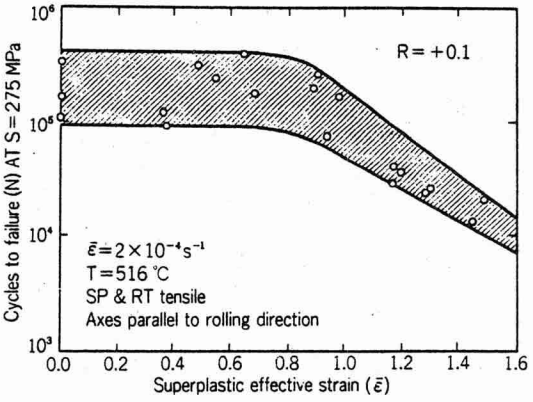
다. Cavitation과 成形條件

1) 豫備加熱

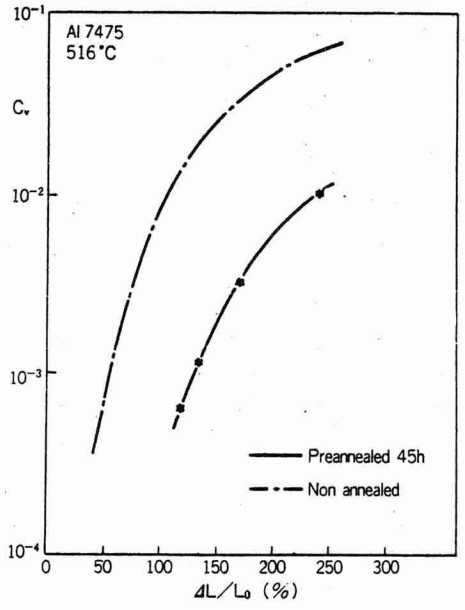
SPF 前에 장시간 예비가열을 실시하면 Cavity의 發生率은 감소한다. 그림 9에 745의 예를 나타낸다. 예비가열 중에 있어서 水素가스의 放出, 2相 金屬間化合物의 溶解의 效果가 생각되나 후자의 효과가 큰것 같다.

2) 成形溫度, 歪速度(Strain Rate)

7475의 경우 그림10에 나타난바와 같이 成形溫度가 높을수록, 또 歪速度(Strain Rtae)가 늦을수록 Cavitation의 발생은 적다. 이것은 高溫低歪速度에의 擴散促進과 成形중의 結晶粒 粗大化에 의한 악영향과의 균형에 의한다. 成形中에 結晶粒 粗大化가 생기기 쉬운 Supral 220에는 너무 歪速度가 늦으면 Cavitation 生成이 촉진되어 진다.



〈그림 8〉 超塑性 變形後의 疲勞强度



〈그림 9〉 516°C에서 成形한 7475의 超塑性伸率(OL/L)의 容積率 CV 과의 관계

3) 豫備 Strain.

Supral 220의 경우 50% 變形까지 여러가지 歪速度로 豫備 Strain을 부여하면 超塑性 伸率, Cavitation에 영향을 미치며, 그림 11에 나타난바와 같이 豫備 Strain을 부여하는 것에 의해 Cavitation은 대폭적으로 억제된다. 이와 같이 歪速度패턴(Pattern)을 Control하는 것에 의해서 Cavitation을 미연에 방지할 가능성이 있다.

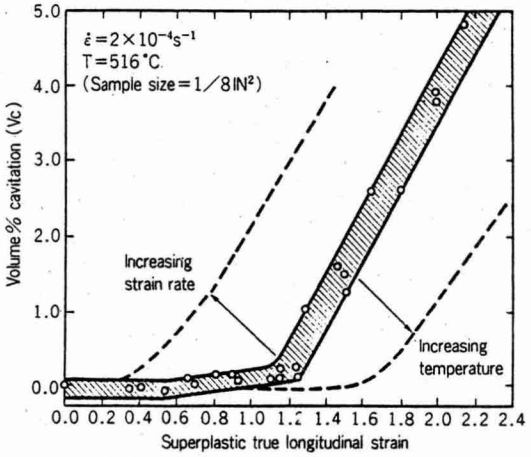
4) 背 壓

Cavitation의 억제수단으로서 成形 중에 背壓을 가하는 방법이 有效하다. 背壓부가의 模式圖

를 그림 12에 나타낸다. 背壓부가는 7475, Supral 220, Al-Li(8090) 어느 것에 있어서도 유효하며 7475의 경우 그림 13에 나타난 것처럼 약 2MPa 이상의 背壓으로 효과가 인정된다. Supral 220은 7475, 8090에 비하여 成形應力이 높기 때문에 Cavity를 억제하는데 필요한 임계압력은 3~5MPa로 약간 높다.

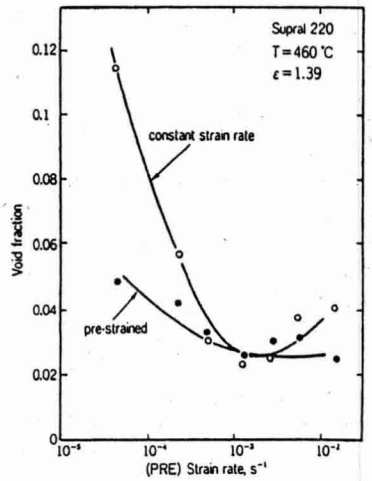
라. 成形후의 Cavity의 消滅

溶體化處理 또는 SPF 후의 燒鈍에 의한 Cavity는 成形후에 감소한다는 것으로 알려져 있다. 그림 15에 Suprad 220예를 표시한다.

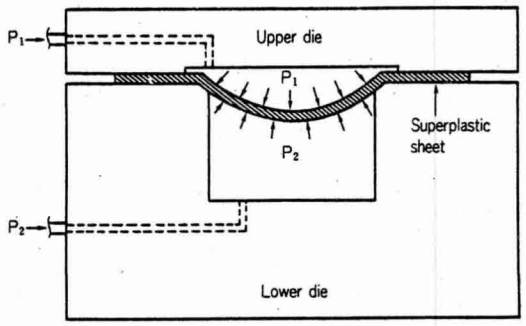


〈그림 10〉 微細粒 7475에서의 超塑性伸率과 Cavitation의 生成

표 2에 7475의 예를 표시한다. 이 경우 미소한 Cavity의 소멸에만 유효라고 되어있다. 成形후 고온 靜水壓 加壓, 이른바 HIP처리에 따라서도 한번 生成된 Cavitation이 유효하게 제거된다. 그림 16의 예에서는 예를 들면 7MPa의 HIP처리에 의해서 거의 전부 Cavity가 제거되는 것을 알수 있다. HIP 처리에 의한 Cavity의 소멸은 단순한 燒鈍보다 효과적이며, 특히 큰 Cavity의 소멸 효과가 있다. 다시 말하면 이 SPF 후의 Cavity 소멸법은 板面에 입을 벌린 (開口) Cavity에는 효과가 없다.



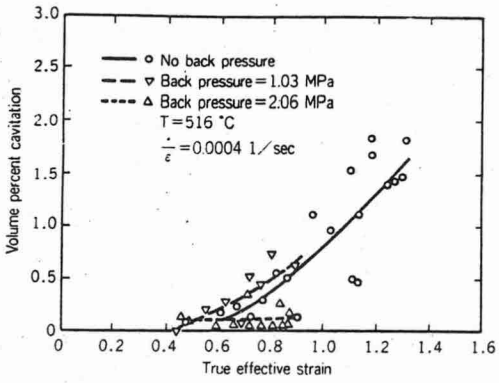
〈그림 11〉 Boid 體積率에 미치는 Strainrate 및 豫歪速度의 영향
(歪量 : 1.39 (30%) 2차 Strainrate 1.17×10^{-3} sec^{-1})



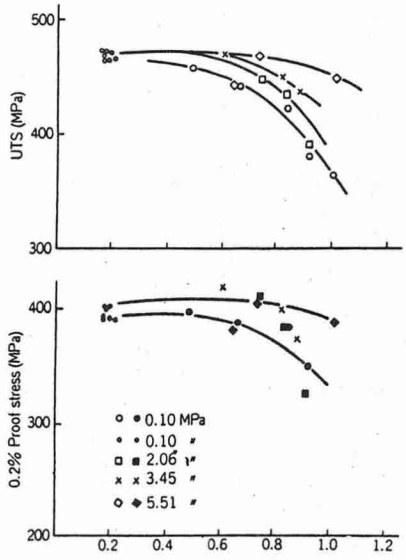
〈그림 12〉 암컷 수컷형 超塑性 가공 중의 背壓付加의 模式圖

〈표 2〉 Cavity에 미치는 516°C에서의 燒鈍의 영향

Tensile superplastic elongation	Initial cavitation	Annealed 60h		Annealed 120h	
		Cavitation	Fractional decrease	Cavitation	Fractional decrease
50%	4.7×10^{-4}	~0	1	~0	1
100%	6.36×10^{-3}	3.7×10^{-3}	0.41	1.4×10^{-3}	0.78
200%	3.94×10^{-2}	3.6×10^{-2}	0.09	2.89×10^{-2}	0.27



〈그림 13〉 超塑性加工시 7475 Al 板의 Cavitation에 미치는 背壓의 영향

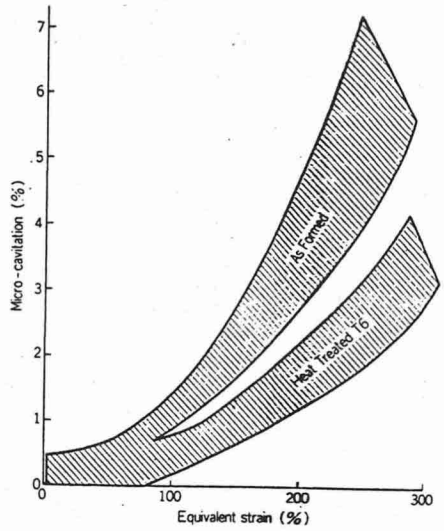


〈그림 14〉 Suprad 의 L 方向강도(T6)에 미치는 성형중의 靜水壓의 영향

4. 接 合

Ti 系 超塑性材가 용이하게 擴散接合이 가능케 하는 것에 대해서 Al 合金은 강한 酸化膜의 영향으로 擴散接合이 어렵다고 되어 있다. 그러나 成形品의 接合自由度를 향상시키는 것은 超塑性材의 실용상에 중요하며 接合에 관한 발표도 많은 비중을 차지했다. 接合方法으로서 擴散接合, 抵抗 Spot 溶接, 超音波 Spot 溶接, 接着溶接 등이 거론 되었다. 그중 擴散接合에 대해서는 아래와 같은 예가 보고 되었다.

(1) Roll Bonding ; 적어도 40% 이상의 熱間

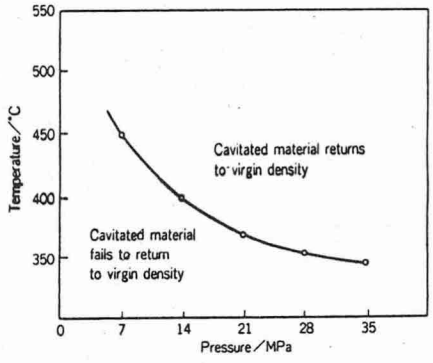


〈그림 15〉 Suprad 220의 Cavitation에 미치는 歪量과 용체화 처리의 영향

加工에 의해서 酸化膜을 파괴 접합한다.

(2) 接合面에 銀(Ag)을 삽입 ; Ion Ething 으로 酸化膜을 제거한 후 銀箔을 삽입하여 固體擴散接合을 행하는 방법이든가, Ion Spotter 후 銀을 약 1μm Ion Coating 하고 固體擴散(280~300°C, 100~120MPa)을 행하는 방법이 소개되었다. 銀을 Ion Coating 하여 擴散接合을 한 응용실례를 나타낸 것이나 擴散接合 溫度와 SPF 溫度에 차이가 있으므로 成形후 接合이 동시에 불가능하다.

(3) 接合面에 5052箔 삽입 ; 7475의 接合面에 5052銀箔을 삽입하여, 510°C 에서 2.76MPa×60分 固相擴散을 행하여 良好한 繼手를 얻는다. 擴



〈그림 16〉 Cavitation이 있는 어떤 材料를 成形전의 상태로 돌아오게 하기 위해서 필요한 온도 및 압력

散接合 후 5052 상당부분의 成分은 평균화되어 이 부분에서의 Zn의 저하는 인정되지 않았다.

(4) 삽입(Insert)에 Cu 및 Al-12%Si을 이용하고 溶融擴散接合 ; Filler Metal로서는 Cu 箔 또는 Cu 도금과 Al12% Si 箔을 이용하여 510°C, 1.38MPa×30分 加壓함에 의해서 溶融擴散接合하는 方法이며 이 방법에 의해서도 接合部에 Filler Metal의 成分的인 根跡은 남지 않는다.

(5) 界面에 Zn을 씌우고(Clad) 溶融擴散接合: 이 경우도 接合후 Zn은 界面에 남지 않는다.

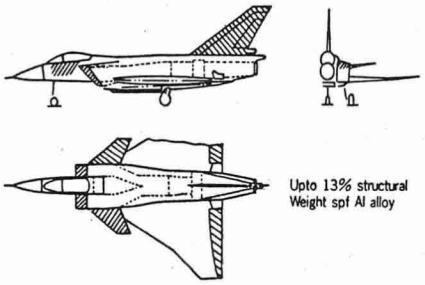
그외 接合法에 대하여 특히 接着, 저항 Spot 및 초음파 Spot 溶接에 대해서의 接合 통계가 소개 되었다. Supral 및 7475도 Spot 溶接性, Weld Bond와 같이 SPF 후라도 양호한 결과를 나타냈다. Supral 合金은 7475와 달리 溶接繼手도 良好한 성능을 나타내는 특징이 있다. 表 3은 7475의 SPF 후 여러가지 性能에 관해서 정리한 것이다. 接着性, Weld Bond 性, 그외 陽極酸化처리성, 塗裝性, Chemical 性과 함께 통상의 7075와 동등한 性能을 갖는 것이 나타나 있다.

5. 航空機에서의 SPF의 응용

그림 17은 미래 전투기의 SPF Al 合金의 使用가능한 부품을 나타낸 예이며 주부위로서는 Fin, 앞날개, 공기취입구, Acess Pannell 등이 있다. 예를 들면 Fin의 경우 Cost Down 30%, 중량감소 15%가 가능하다. 이와같이 큰 構造體외에 小型부품의 SPF 화는 여러가지로 생각된다. 그림 18은 헬리콥터의 Ring(Engine Cover)의 SPF의 예이다. 종래 2024-T_3로 4개 부품으로 구성되어진 것을 7475로 成形하고 製造原價 35%를 절감, 중량 35% 감소, 部品數의 低減이 가능케 되었다. 그림 19은 헬리콥터의 Skid Shoe의 예이며, 종래 Steel 8개 부품으로 된것을 Al 合金 SPF 용으로 재설계하여 제조원가는 변하지 않고, 65%의 중량감소를 이루었다.

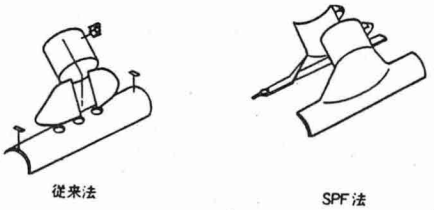
그림 20은 Nose Door를 SPF와 초음파 Weld Bond로서 試作된 예이다. 54개 부품이 12개 부품으로 감소할 수 있고 表 4와 같이 대폭적인 원가절감이 달성 되었다.

2) 接合, 특히 擴散接合에 관한 硏究

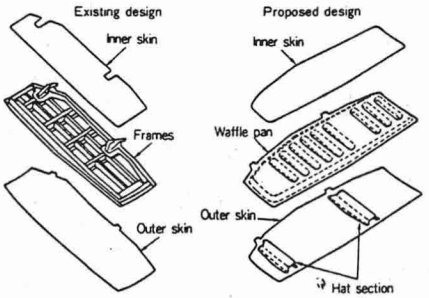


〈그림 17〉 장래의 전투기에 관한 SPF의 사용가능 부분

〈그림 18〉 헬리콥터 Ring의 SPF 사용예



〈그림 19〉 헬리콥터 Skid Shae 일부의 SPF 사용예



〈그림 20〉 Nose Door의 SPF 사용예

6. 금후의 문제

이상 材料開發에서 응용까지 폭넓게 보고가 되었으나 금후의 검토과제로서

1) 보다 높은 歪速度에 견디는 材料의 開發
2) 接合, 특히 擴散接合에 관한 硏究
3) SPF 成形用 Dies 材質에 관한 검토
4) SPF를 이용한 부품의 효과적인 設計, 硏究등의 필요성이 지적되었다.

참고문헌

(日本金속學會誌 Vol.36. No1. 1985)

第3世界에 있어서 彈頭미사일 擴散의 可能性

편 집 실 譯

第3世界에서는 현재 先進諸國으로부터 武器輸入이나 科學·技術協力 등에 의해 宇宙로케트·미사일계획을 推進하고 있다. 對立하는 나라들이 彈道미사일을 가짐으로 해서 거꾸로 在外美軍에 대한 縱深攻擊의 위협도 증대되어 있다. 이 글은 美議會圖書館의 調査局要員이 이러한 第3世界으로의 彈道미사일 擴散의 現況에 관해 分析한 報告의 全文을 번역한 것이다.

1. 總 論

第3世界에 있어서 彈道미사일의 擴散은 이미 시작되었고, 점점 우려할 만한 樣相을 띄우고 있다. 美國이나 소聯이 모두 中東諸國에 短距離彈道미사일을 제공하고 있다.

그러나 이러한 시스템의 國內生產能力은 초창기의 宇宙계획이나 技術의 總體的 進展에 박차를 가하는 형식으로 第3世界全體에 擴散되기 시작했고, 그리 멀지않는 장래에 世界의 거의 모든 地域에 多數 配置될 가능성이 있다.

印度나 브라질 등은 1990年경에 상당한 性能을 가진 衛星發射用 로케트를 保有할 계획으로 있고, 이어서 隣接諸國의 最重要目標에 대해서 彈頭를 운반할 수 있는 능력을 가지게 될것 같다. 이러한 念慮를 주는 國家의 거의가 美國이 安全保障上의 利害가 있는 地域에 있고, 또한 潛在的인 核擴散國의 리스트에도 올라있다.

彈道미사일은 그것을 보유하는 國家가 他國의 防衛體制를 돌파해서 縱深目標를 공격할 수 있는 능력을 가진다는 것을 뜻한다. 몇몇國家는 命中度가 높고, 大型이며 파괴력을 가지며, 敵의 主要軍事力을 先制的으로 排除할 수 있는 능력을 가진 彈頭를 완성시킬 직전에 있다. 이러한 能力을 새로이 달성하면 地域的인 힘의 균형을 바꿀 수가 있다. 彈道미사일은 그것이 平和國家의 手中에 있으면 侵略沮止에 기여하겠지만 侵略側의 手中에 있으면 國家的인 위협 혹은 征服이 용이해질 것이다.

彈道미사일의 擴散에 관련되는 要因은 두가지의 큰 카테고리로 나눌 수 있다. 그 하나는 印度나 브라질 등이 착수한 宇宙계획이다. 印度는 國內開發한 發射用 로케트로 衛星의 軌道發射에 성공했다. 브라질도 아마 數年후에는 성공할 것이다.

宇宙發射用 로케트(SLV)를 개발한다는 것은 彈頭 및 再突入運搬手段技術은 별도라 해도 彈道미사일을 만드는 能力을 함께 가진다는 것을 뜻한다. 실제로 왕왕 SLV 開發의 발판이 되는 氣象觀測用로케트는 限定的인 彈道미사일 能力을 구비하는 것이다(能力을 가진다는 것은 意圖를 뜻하지 않는다는 點에 留意하는 것이 중요하다).

이들 초창기에 있는 諸國의 宇宙계획은 宇宙의 科學探査分野에서 앞서있으며 지금은 宇宙旅行을 시도하는 國家들과의 대규모 事業에서 혜택을 받는 일이 종종있고, 그 事業도 宇宙時代의 開幕당시부터 關聯지어진 것도 있다. 여기에 포함되는 技術은 民間, 軍事의 兩分野에 적용가능한 기술이다.

두번째 要因은 直接的인 것, 즉 이스라엘이나 自由中國과 같은 나라에서 推進하고 있는 軍事미사일계획이라든지 이집트, 이라크, 리비아, 시리아 및 북괴와 같은 나라들에 소聯의 短距離