

# 航空結構中的金屬材料

本文介紹的是經受空气动力加热的航空結構中所采用的金屬合金的某些性能，其中包括

疲劳性能和应力下的腐蝕，合金的化学成分列于表 1。

表 1

牌 号	鋁 合 金							
	含 量 %							
	Cu	Mg	Si	Fe	Mn	Ni	Zn	
L64, L65	4.2	0.5	0.8	—	0.8	—	—	—
{ D. T. D683	1.3	2.25	—	—	—	—	5.5	Cr=0.15
{ RR77	0.4	2.7	—	—	0.5	—	5.3	—
D. T. D363	1.8	2.1	—	—	0.2	—	6.5	Cr=0.1
L42(RR59)	2.2	1.5	0.85	1.0	—	1.2	—	Ti=0.1
RR58	2.2	1.5	—	1.0	—	1.2	—	Ti=0.1

合 金	含 量 %						
	C	Mn	Ni	Cr	Mo	V	Nb
448	0.09	1.0	0.3	11	0.8	0.14	0.5
520	0.05	1.4	5	17	2	—	Cu=2

合 金	含 量 %		
	Zn	Zr	Ti
{ ZTK	1.0	0.7	2.75
{ RK31			

在使用过程中最常發現的是航空零件的疲劳破裂。这种破裂大部分是由于結構內产生应力集中，但材料本身的性能也很重要。

近15~20年来出現很多具有高彈性極限值及彈性与强度極限比值高的合金（表 2）。

表 2

合 金	彈性極限 $\sigma_{0.1}$ , 公斤/公厘 <sup>2</sup>	强度極限 $\sigma_b$ , 公斤/公厘 <sup>2</sup>	$\sigma_{0.1}/\sigma_b$	延伸率 $\delta$ , %
L64	23.3	39	0.60	15
L65	43.5	49.7	0.88	8
D. T. D. 683	46.5	54.3	0.86	7
D. T. D. 363	51.2	59	0.87	5

注：在 165~200° 範圍內，L64 合金經自然时效，而 L65 經人工时效。

現已确定， $\sigma_{0.1}/\sigma_b$  两者比值低的鋁合金的疲劳强度增加。Al-Zn-Mg 合金的研究（圖 1）証明，随該比值的增大，相对疲劳極限降低（疲劳極限与强度極限之比）。因为，必須要保証运输机的長期允許使用期，目前在制造这些飞机时都采用含 4 % Cu 的、靜力强度低的自然时效合金。Al-Zn-Mg 合金不能在自然时效状态下应用，因为其时效所需的時間为 5 年。

对位于机械应力下金屬的腐蝕来講，最严重的情况是当应力垂直地作用在金屬的纖維方向上时。曾研究过 Al-Zn-Mg 合金的热处理规范对抗应力腐蝕性的影响。試驗用試样的尺寸为 152×19×6.5 公厘，試样是沿橫向由条

材上切取的。試样經過弯曲,附加力着于四点。应力在 $\sigma_{0.1}$ 的90~100%范围内变化。应力状态下的試样应放在戶外的遮棚下。抗腐蝕性按断裂前的時間評定。如果試样是在前30天断裂,則結果应認為不合格,在50~70日內断裂时,則認為良好,90天断裂时可認為优良。

Al-Zn-Mg合金的热处理规范包括:加热至465℃,挤压件在水中淬火,鍛件在溫水和开水中淬火及120℃下不同時間內的时效。RR77合金(5.39%Zn, 2.63%Mg, 0.4%Cu, 0.47%Mn, 0.26%Si, 0.35%Fe, 无 銘)应力腐蝕試驗的結果示于圖2。

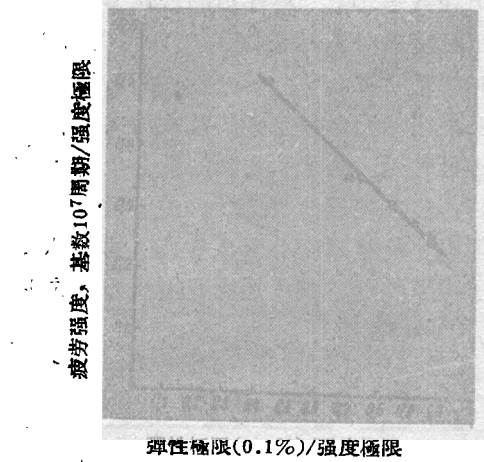


圖1 合金为Al7.5—Zn2.5—Mg, 加热至450°, 16小时, 水冷, 150及175°F不同時間內时效, 室温疲劳試驗

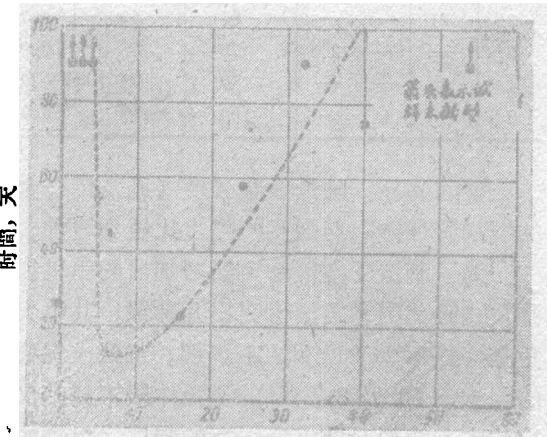


圖2 应力腐蝕試驗时試样断裂之時間。合金为RR 77, 加热至465°, 淬火及130°F下的时效

在6~10小时內的时效过程中發現对腐蝕的敏感性最大。未时效的試样的抗腐蝕性高, 但長時間在室温下的自然时效(15个月)增强了合金产生腐蝕的傾向。提高人工时效的溫度会使抗腐蝕性能更高。表3为了保証Al-Zn-Mg合金在等于 $\sigma_{0.1}$ 的90%的应力下实际上无腐蝕敏感性的最低时效保持時間。

表 3

时效溫度°C	时效時間, 小时	彈性極限 $\sigma_{0.1}$ , 公斤/公厘 <sup>2</sup>
100	168	49
120	48	48
130	20	48.3
150	4	45.5

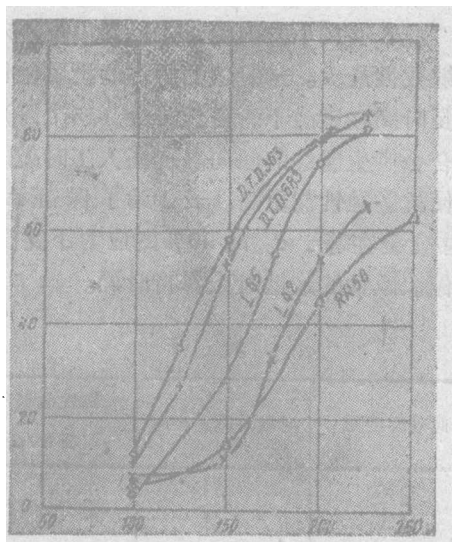
研究淬火溫度(435、465、480和525°)在时效(130°)时对合金应力腐蝕敏感性的結果証明, 較低的淬火溫度为好。在120°下时效也取得相似的結果。現已确定, 在最低的淬火溫度和最高的时效溫度(150°)时, 可以保証合金实际上对应力腐蝕无敏感性(在“長”橫向)。

在“短”橫向切取的試样对应力腐蝕具有較高的敏感性。

引起腐蝕断裂的应力来源是在冷水中急剧淬火时所产生的內应力, 以及装配时所造成的工艺应力(例如, 擰紧螺栓时由于破坏了接头的平行性而使其弯曲)。

圖3是随加热溫度的增加各种鋁合金性能的变化。从圖上可看出, Al-Zn-Mg合金D. T. D. 683及D. T. D. 363在加热溫度由100升至150℃时, 其强度降低51~60%。

L42和RR58合金在較高溫度下工作得較好。各种鋁合金适宜的溫度范围取决于受相应溫度作用的時間。由圖4所示之数据可以看出, 当飞行速度达 $M=3$ (相当于加热溫度200°)时, 最好应采用L65, 但仅是在超音速度飞行時間不超过100小时的情况下。当速度相当于 $M=2.5$ 时, 可以不考虑飞行時間采用



試驗溫度°C  
室溫強度極限 m/cm<sup>2</sup>

●—D. T. D363; ×—L42; +—D. T. D683;  
△—RR58; ○—L65

圖3 各種鋁合金強度的降低(%) 加熱1000小時

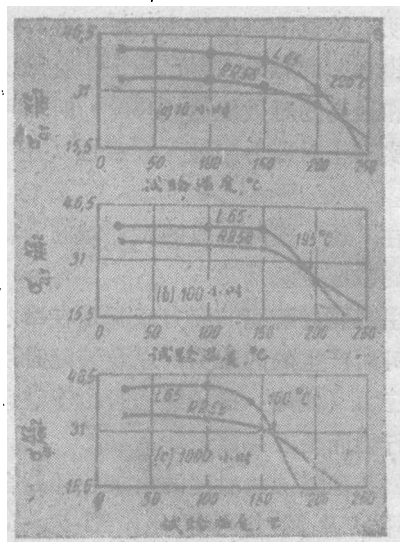


圖4 L65及RR58合金在高溫及不同加熱時間下的彈性極限值

這種合金。

對高速飛機來講，最有前途的是鈦。在製造美國“超佩刀式”F-100飛機時採用約270公斤的鈦制零件（其中主要的是鈦鎂“8%鎂”合金板和无合金元素鈦）和鍛件。外蒙皮是由无合金元素的鈦制成。

由於鈦比鋁和鋼的成型性差，廣泛的採用

鈦的熱成型。採用鈦合金時，最初遇到的是板材的性能，尺寸和表面不定。但是後來這些困難被克服了。最大的缺點是隨著時間的前進而出現裂紋，這些裂紋是從幾小時幾周內形成的。現已確定，產生裂紋的原因是因為鈦內的含氫量高及裝配應力和工藝應力大。曾認為，鈦內的含氫量不應超過0.015%。消除裝配造成的應力及工藝應力的措施是通過採用較精制的接頭和裝配時採用薄墊片。

全部使用鈦的半成品已成為嚴重的問題，因為鈦的價值很高（每公斤44美元），而廢屑的價值又相當低（每公斤2.2美元）。某公司鈦的消耗數字如下：零件用的占53%，毛坯機械加工時損失21%，切削毛坯時的損失為15%，檢驗時的廢品占9%，裝配損失為2%。

商業用的无合金元素的鈦在冷態下毫無困難地進行軋延。含合金元素的鈦合金應在熱態下軋延，但在軋延薄板材時，由於散熱快，產生了困難。軋延厚度小於2.5公厘的板材時，採用了成羅軋延。表4是商業用鈦合金的機械性能。

表 4

合金元素%				性 能		
Al	Mn	V	Sn	$\sigma_{0.1}$ 公斤/公厘 <sup>2</sup>	$\sigma_b$ 公斤/公厘 <sup>2</sup>	$\sigma_{0.1}/\sigma_b$
—	—	—	—	28	46	0.60
2	2	—	—	46	62	0.75
5	—	—	2.5	70	78	0.90
4	4	—	—	89	97	0.92
6	—	4	—	104	113	0.92

顯而易見，隨鈦合金強度（以及鋁合金）的增加彈性極限與強度極限之比值亦增加。

為了製造受空氣動力強烈加熱的飛機和導彈蒙皮時美國和英國研究出幾種鋼。其中大多數是含鉻不少於11%的不銹鋼。加鈦或鉍穩定的含18%Cr及8%Ni的奧氏體級不銹鋼僅在冷狀態下變形時才能獲得高的強度。但鋼的塑性降低的很厲害，甚至於成型都發生困難。

為了製造噴氣發動機的零件，不久前曾研

究出一种牌号为 F. V. 448 (見表 1) 的不銹鋼。这种鋼的焊接性能良好并在淬火及回火后具有下述机械性能:  $\sigma_b = 118$  公斤/公厘<sup>2</sup>,  $\sigma_{0.1} = 88$  公斤/公厘<sup>2</sup>, 及  $\delta_{50} = 10\%$  (标距为 50 公厘)。为了消除板材的变形, 应在热处理后进行拉伸或軋延以及在模內淬火。也可在回火过程中采用特殊设备进行矯正。

在研究时效不銹鋼时应用了加工鋁合金时广泛采用的强化金屬的原理。这些鋼在高温淬火后, 具有相当高的强度和足够高的塑性, 能保証零件的成型。最終强化是通过在中間溫度下加热达到的, 在中間溫度的作用下鋼內析出了强化相。

含下述成分: 17%Cr, 7%Ni, 0.7%Al 的鋼即属于这一类。这种鋼的板材可以强化到 125 公斤/公厘<sup>2</sup>。然而, 如果这种鋼是通过加热至 700°, 空气中冷却及二次加热至 500 或 550°, 則其在海水中腐蝕断裂的傾向增加。

时效不銹鋼 F. V. 520 尚处于研究阶段。这种鋼的机械性能与含 17%Cr, 7%Ni, 0.7%Al 的鋼大致相同, 但具有更高的抗腐蝕性及易于钎焊。这种鋼的热处理較复杂, 并由奥氏体轉变为馬丁体。这种轉变是通过高温或低温处理达到的。最終强化是在 450 或 550 °C 下时效时实现的。由奥氏体轉变为馬丁体时产生体积变化及鋼变形。为了消除这些缺陷, 板材首先在冷状态下軋至最終尺寸然后加热。此时所取得的板材非常平整, 随后的加工也不会引起变形。制造飞机蒙皮时板材通过拉伸成型, 同时随該过程的冷变形并能大大地提高鋼的机械性能。

表 5 是經各种规范 (初加工: 冷变形 30% 及在生产过程中加热至 830°) 加工后的机械性能。在供应状态鋼的彈性極限低。随后在 450° 下时效 (預先不經 -10° 的冷处理) 不会使机械性能显著的提高。板材的拉伸会显著地提高彈性極限与强度極限的比值。为了稍許降低該比值, 应提高时效溫度 (550°)。

生产时效不銹鋼是有很多困难的, 因为稍許改变成分和热处理规范即能大大地影响其性

表 5

处 理 規 范	$\sigma_{0.1}$ 公斤/公厘 <sup>2</sup>	$\sigma_p$ 公斤/公厘 <sup>2</sup>	$\sigma_{2''}$ %	$\sigma_{0.1}/\sigma_b$
不加工	41.5	106	13	0.39
450°, 2 小时	48.5	103	10	0.47
-10°, 4 小时 +450°, 2 小时	90	119	17	0.76
-10°, 4 小时 + 2% 拉伸 + 450°, 2 小时	122	131	6	0.93
-10°, 4 小时, 4% 拉伸, 450°, 2 小时	135	137	4	0.99
-10°, 4 小时, + 4% 拉伸, +550°, 1 小时	108	117	9	0.92
-10°, 4 小时, + 10% 拉伸, +550°, 1 小时	117	117	6	1.0

能。在工业上試制这些鋼时, 必須进行頗多的試驗。

在英国和美国曾試圖采用强度極限大于 155 公斤/公厘<sup>2</sup> 的鋼。最有發展前途的是采用高强度鋼制造起落架的零件, 其重量为整架飞机重量的 5~6%。随着机翼厚度的减小, 起落架收起的可能性也将减小。在这方面如何在用高强度鋼制造起落架零件时减少其重量也引起了注意。在英国和美国曾提出很多各种成分的鋼。在英国广泛地研究了 En40C 鋼, 其成分如下: 0.4% C, 0.5% mn, 3.0% Cr, 0.8% Mo 0.2% V。油中淬火及 250° 回火后鋼具有 163~170 公斤/公厘<sup>2</sup> 的强度極限。某一爐强度極限为 180 公斤/公厘<sup>2</sup> 鋼試样在应力 180 公斤/公厘<sup>2</sup> (为屈服点之 90%) 下試驗的結果如下: 在試驗室大气內保持 70 天后試样沒有断裂, 然后在試样上放上浸有蒸餾水的垫片又放置了两个月, 虽然产生严重的銹蝕, 但仍未断裂。上述牌号鋼不像其他高强度鋼对应力腐蝕所具有那样的敏感性。En40C 鋼对氢脆的敏感性最大, 因之, 該鋼的防蝕保护应采用不包括采用电镀的方法。

結構材料的選擇必須要根据其重量效应的比較来确定。在确定重量效应值时必须考虑材料的比重。对飞机結構和在純拉伸条件下工作的零件来講, 应根据  $\sigma_{0.1}$  和  $\sigma_b$  的  $1/\gamma_s$  来計算 (根据其中最小值)。圖 5 为試驗溫度变化到

400°时，强度性能与比重比值的变化。显而易见，在各种温度下效应最高的材料是钛合金 6Al/4V。



圖 5 拉伸时的重量效应

但是，必須要考虑到，所列举的数据属于退火状态的合金，在退火状态时  $\sigma_{0.1}/\sigma_b$  的比值非常高时，对设计师来说是不能接受的（在高温下该值减小）。温度超过 150 °C 时室温强度为 135 公斤/公厘<sup>2</sup> 的 F. V. 520 鋼占第二位。室温强度为 107 公斤/公厘<sup>2</sup> F. V. 520 鋼及 F. V. 448 鋼两者的曲线位置很近。Ti8M 钛合金在 300°以下时比这两种鋼还要优越。在 150 °C 以上时铝合金的强度大大降低。

对受压缩的结构来讲，具有两个评定材料的标准，根据该结构是长而细的（L/K 之比值大，式中 L——长度；K——零件截面惯性半径）或者是短而粗的（L/K 之比值小）。在后一种情况下，结构可以按拉伸时测得的  $\sigma_{0.1}$  值计算，压缩时的  $\sigma_{0.1}$  值应认为相似。

对由于失去稳定性而断裂的长而细的棒来讲，最正确的评定材料重量效应方法是按下述比：

$$\frac{E}{\rho^{2/3}} \quad \text{式中 } \rho \text{——比重。}$$

根据这一点对比各种的结果（见图 6）证明，鋼是最坏的一种材料，钛合金稍好些，铝合金更好；而最好的是镁钛合金。由后一种合金可以制造下述各种半成品：铸件，挤压型材和板材。图 6 并列了 Al-Mn-Zn 实验板材的数据。镁合金将来很有可能用于受压工作的软结构。

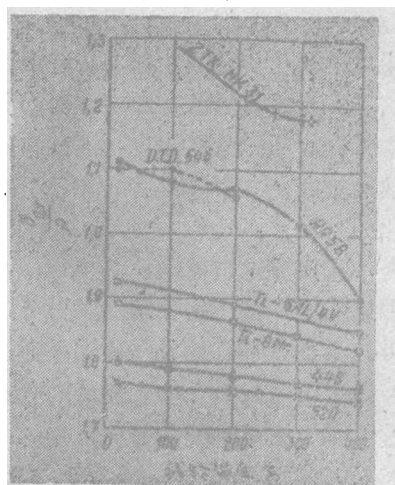


圖 6 低载荷零件受压缩时的重量效应（长度和惯性半径比值大的构件）。

对短而粗的棒来讲，重量效应按比例  $\frac{\sigma_{0.1}}{\rho}$  评定（图 7）。显而易见，最好的材料是钛合金 6Al/4V。Ti8Mn 钛合金在温度升高时不如不锈鋼。

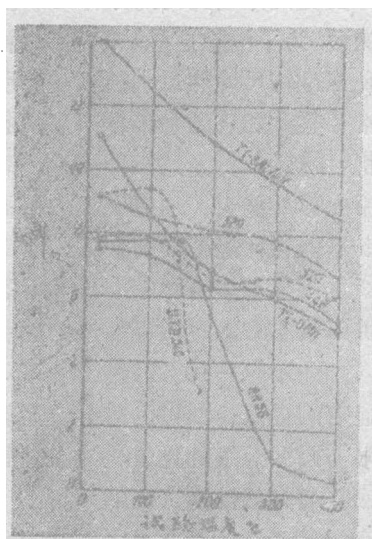


圖 7 高载荷零件受压缩时的重量效应（长度和惯性半径比值小的构件）

計算扭曲時，抗剪模數值  $G$  最大。由於通過實驗很難測定這種模數，一般是按第一種彈性數值  $E$  和波桑系數  $\mu$  確定，該系數在各種溫度取等 0.3。

$$G = \frac{E}{2(1+\mu)}$$

從圖 8 可以看出，F. V. 448 鋼的  $G$  與比重  $P$  的比值最大。而鈦合金的最低。在 150 °C 以下鋁合金也具有很高的  $G/P$  的比值。

這樣一來，用於較高溫度下工作的材料應根據結構和材料的工作溫度選擇。在設計複雜的航空結構時，必須確定載荷。

在許多情況下，由各種材料製造結構可以取得最大的效果。在這種情況下，必須要注意接觸腐蝕和由於各種材料的膨脹系數的不同而造成的應力和變形。

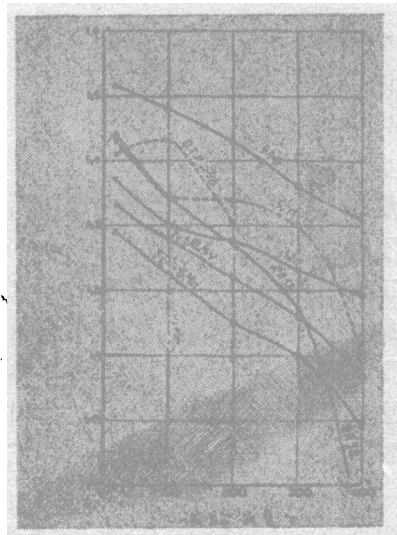


圖 8 扭曲時的重量效應

李云盛譯自“飛機製造”快報 58N016

## 用於耐熱飛機結構的沉淀硬化不銹鋼

由於空氣動力以及發動機生熱所引起的飛機結構的耐熱問題日益嚴重。用於蒙皮及皮下結構的薄板材料引起極大的重視，那就是沉淀硬化不銹鋼和鈦合金。在飛機和導彈的結構上使用沉淀硬化不銹鋼日益增加且將來可望獲致更多的用途。其突出的優點為易於加工。

雖然未來的飛機和導彈的真正速度仍是一個軍事秘密，但從空氣動力以及發動機生熱所引起的不斷增長的耐熱問題則為吾人所熟知。在高的工作溫度下結構材料的強度降低了；這就使材料的選用複雜起來。

某些高強度低密度的材料，為鋁基及鎂基合金，受了某一使其仍具有用強度的極限溫度的限制。鋁合金的最高使用溫度只到 300~400 °F 的範圍，而鎂合金的使用溫度則略高。故在許多航空結構遇到高溫的問題時，飛機和導彈的製造者都轉向其他的金屬。

對於此類蒙皮和皮下結構使用的值得注意的薄板材料就是鈦合金和沉淀硬化不銹鋼。其它可以合理考慮用於高速飛機結構的薄板材料

不外低合金硬化鋼；標準鎳鉻不銹鋼；馬氏體不銹鋼；熱工作工具鋼；高溫合金以及一些外來的合金。這些金屬的某些局限性將探討於后。

低合金鋼，一般說來，可以硬化到高的強度但有下列不利點：

- (a) 從高溫急冷形成扭曲；
- (b) 這類合金表皮不加蓋層其抗蝕性不足；
- (c) 在硬化狀態下焊接和切削都感困難。

標準鎳鉻不銹鋼(300 型)在飛機發動機和航空結構方面應用極廣。但因其極限強度系得自冷加工，其成形性質使設計受到限制而只能用於只需輕微成形的方面。

馬氏體不銹鋼(即 400 類型與其改進型號)對航空結構工業是相當新穎的。這類合金可以熱處理到預定的高溫高強度性質，但抗腐蝕性能不能滿足飛機的需要。這些鋼種具有下列生產方面的困難：