

耐 热 合 金 的 現 状 (四)

2 高温工作装置和超合金的使用实例

2. 噴气式發动机

(3) 冲压噴气式發动机

冲压噴气式發动机为沒有可动部分的空气吸入式噴气發动机,其工作原理与其他的空气吸入式噴气發动机相同。亦即,将空气压缩,燃料导入压缩的空气中,燃烧空气与燃料的混合物,再通过一定方法将燃气排出而产生推进动力。以下是与軸流噴气式的比較。

軸流噴气式發动机需要压缩机,冲压噴气式發动机如图 17 所示,有入口可借前进运动将

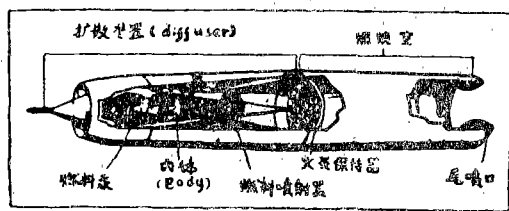


圖 17 冲压噴气式發动机的結構

流入的空气压缩,或有扩散装置 (Diffuser), 則不需要压缩机。由于沒有渦輪,則驅動渦輪和压缩机的軸 (Shaft) 也不需要了,只有一个直徑較大的燃燒室,軸流噴气式則仅仅以几个小燃燒罐来代替。这样軸流噴气式与冲压噴气式相同的部分是入口,燃燒噴出器和燃燒室。但是軸流噴气式常备有火焰保持器,它的功用是扰乱燃燒室内的空气流以便保証不断燃燒。

冲压噴气式發动机不能产生靜的推进力。因此,为供此类發动机保持燃燒以获得必要的推力,則依靠于在空气中以猛烈的速度向前移动,再将所充滿的空气加以压缩。火箭的初期加速度和追踪導彈都是这样利用冲压噴气的推进力。

冲压噴气式發动机具有中級的馬赫数和高度。它做为某些型式的導彈的推进装置是最經濟。也就是說,这种發动机处在具有低速、低高度能力的軸流噴气式和高速、超高度的火箭

之間,其用途較广,并且还有以下特点:結構簡單,成本低廉,推力与重量的比約为20:1。

① 火焰保持器

冲压噴气式中只有火焰保持器、燃燒室和尾噴口等部件,在650°C以上使用。火焰保持器有槽型及罐型两种。

(一) 槽型火焰保持器

此种火焰保持器是用厚度小于18吋的 321 不銹鋼薄板制成,并塗有以无机物为原料的耐火性塗料 Pyrochrome。“V”型槽以放射状和环状排好 (參看圖18)。

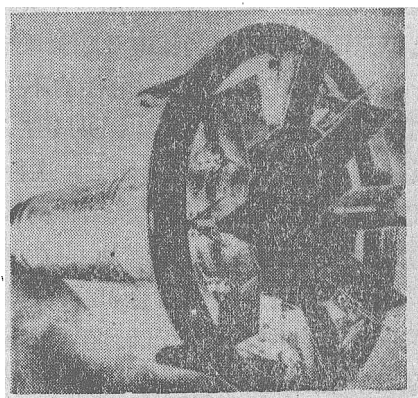


圖 18 槽型火焰保持器

此装置以前使用 321 不銹鋼,为減輕其重量可考虑改用高强度的合金。使用溫度一般槽部分为1000~1050°C,由于火焰的冲击,槽邊緣的溫度可达1100°C以上,由于高热可能引起燃燒現象。然而此种現象仅为短時間的,輕微的燃燒对發动机的功能并无損害。

火焰保持器各部分所受的各种負荷是由于槽上有火焰的一面与里面之間的很大溫度差所产生的热应力而引起的。上述溫度差是由于槽的一面接受由燃气所带来的幅射热1900°C,而另一面为320~430°C低溫的扩散装置之間的不同溫度而形成。此外,“V”型槽受有各种較高的橫向压力,則槽的截面有可能被扭断。火焰

保持器的支撐設備在擴散裝置的後部將承受在燃燒過程中所產生的強烈振動。

槽型火焰保持器是使用薄板合金經抵抗焊接、鉚接和螺栓等法安裝的，保持器的前端是由321不銹鋼製成的圓錐形導向罐，發動機的點火裝置即在筒內。

(二) 罐型火焰保持器

此種火焰保持器是邊緣切開几呎長的圓錐體，直徑由1呎左右到3呎左右（接近於渦輪直徑）不等。圓錐體上沿着它的高度方向在几呎長的範圍內有大小不等的孔，流入的空氣則通過這些孔進入燃燒著的罐內。罐的小徑端（上流）裝有導向罐，它又裝有點火裝置，導向罐是邊緣把開的圓錐體或是有半球形頂的圓筒體。

導向罐和有孔的主罐均在1100°C高溫下使用，必須為能抗氧化的合金，應考慮使用含鉻量高的310不銹鋼或是Hastelloy X。此種合金的彈性率較大，罐則能抗由於凹陷所引起的種種應力，其加熱部分應使用0.125吋厚的材料。還要特別注意罐孔的加工，加工不好時在高溫下將出現放射狀的疲勞裂紋，因此，可先在薄板材上制孔。壓制成圓錐形再焊接成罐。此外，為了減少氧化可塗Pyrochrome。

② 燃燒室

沖壓噴氣式發動機的燃燒室是大徑的一端被圓筒形薄板材支撐著，由與擴散裝置相接合的部分起向後突出几呎。燃燒室（包括尾噴口在內）和火焰保持器約占發動機總重量的1/2。燃燒室為直徑小於35吋，長小於8呎的圓筒形，由厚度為0.050至0.078吋的N-155合金製成。燃燒室的尾噴口厚0.078吋，這是由於各部分的加熱溫度不同而使燃燒室的厚度也不一樣。即尾噴口有局部白熱，其頸部有時可達1200°C，燃燒室大部分均在1010~1070°C左右，此外，用螺栓與擴散裝置相接合的前部分溫度為540~650°C。

燃燒室的圓筒形部分和圓錐形部分均係經壓延製成，然後將兩者焊接一起。尾噴口的圓

錐部分是使用直徑逐漸變大的心棒製成。焊接接合是一項很重要的工序，不可使用焊條，應採用惰性燃氣電弧法焊接，還要將焊縫壓平以便適合於高溫下使用。為使燃燒室外面具有較高的表面透過率，應在鉻酸鈉中處理，內面則不需要任何保護。為了穩定尾噴口在工作中的動搖和保持它的高溫強度，燃燒室的頸部應採用對縫焊接。

利用燃燒室所使用的N-155合金具有沉淀碳化物的特性，以及了解加熱至最高溫度的部分等條件，則對分析破壞的原因最為有利。在980°C和1260°C之間的溫度下，沖壓噴氣式發動機工作幾分鐘之後，在N-155合金的結晶粒界即有碳化物沉澱，由此即可斷定其溫度範圍在25~50°C以內。

③ 火箭

噴氣式發動機僅僅攜帶燃料，燃料燃燒時所需要的氧氣是從周圍的空氣中獲得，其活動的高度只在15公厘以下。與此相反，火箭除攜帶燃料外還要攜帶氧氣，以保證能在沒有空氣的宇宙高空中飛行。目前所出現的火箭大多數是在德國V2號的基礎上發展起來的。

其結構如圖19所示，首先是將小槽內的過氧化氫送入蒸氣發生器里，與過錳酸鈣發生作用後產生高壓水蒸氣和氮氣以及氧氣時的混合

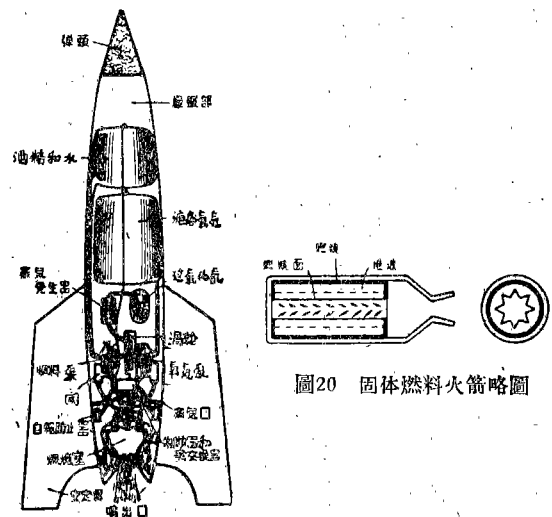


圖19 V2號的內部結構

圖20 固體燃料火箭略圖

物，用它来推动泵的燃气涡轮，在一端将液态氧通过直接燃烧室上部时喷咀喷射出去的同时，另一端将酒精送入围绕燃烧室和排气管周围的导管内，将它们冷却以后，则向上述的氧气喷咀周围喷去，这样与氧气混合后则燃烧起来。

目前的火箭主要分使用时间为0~4秒的无冷却液燃料火箭、固体燃料火箭和使用时间为10秒1分以上的有再生冷却火箭等三种。为使其中的无冷却火箭的使用时间延长可采用陶瓷材料以加强其耐燃烧温度。火箭上处于高温部分的是燃烧室和尾喷口。

(1) 无冷却液体燃料火箭

寿命在0~4秒短时间的火箭，其燃烧室是软钢和4130合金钢(1%铬-0.2%锰钢)所制成。这些材料的破损速度应比火箭的寿命慢些。燃烧室是用压延板材焊接成，此外，还应经机械加工制成所需要的形状。钢表面应经防锈处理。

燃烧温度大多高于一般耐热合金的熔融温度，使用超合金则不如使用低合金钢或是软钢更为适宜。使用何种金属最为合适则决定于火箭的使用寿命时间以内该金属的破损程度如何。

(2) 再生冷却火箭

在1分钟以内使用的火箭发动机采用上述的方法冷却燃烧室壁时，如使用陶瓷材料将产生显著的破损现象。最新的火箭，其燃烧室壁为两重，在两重壁板之间送入燃料，用冷却内壁的方法来冷却。其内壁为厚1/8吋的“A”镍，软钢或是4130钢制成，尾喷口的壁板也是原3/16吋的相同材料所制成。

如采用这种冷却方法，在火箭的必要工作时间内，燃烧室和尾喷口壁板的表面温度可保持在650~820℃。如此，与使用超合金等相比，再没有比使用既经济又有高传导能力的材料和低合金钢最为有利了。加力燃烧室和冲压喷气式是越轻越好，所以燃烧室和尾喷口使用厚0.050~0.07吋的金属为最合适，但用于火箭，

由于材料的关系则不可能那样薄，形状的大小对于火箭是个很重要的问题，普通所使用的火箭，其长度的直径都要小于加力燃烧室和冲压喷气式发动机。

(3) 固体燃料火箭

此种型式的火箭一般其燃烧持续时间较短，图20为固体燃料的配置情况，由中心部分开始燃烧，周围有燃烧防护部分以便使燃烧室壁尽可能的不受热。

燃烧室和尾喷口是经压延或锻造以及机械加工制成的圆筒形，材料为软钢或4130钢。

3. 耐热合金的未来

值此洲际导弹飞翔在大陆之间，人造卫星围绕地球运转的现在，人们所最关心的就是这些设备是使用那些耐热材料的问题。人造卫星仅在距地面几百公里的高空中运转，可不必特别选择耐热合金。地球向阳的一面在宇宙空间中约为100~200℃；背面假定-100℃，人造卫星的表面应涂黑，当它运转时，可适当的吸收太阳的辐射热在背向太阳时则冷却，这样其表面温度可保持接近常温。因此，从其主要方面来看将使用铝或是钛合金，然而，与洲际导弹相同，如制造可以返回地球的人造卫星时，则火箭和降落伞的缓冲装置等在进入空气层后要调整速度，在采用材料时应特别考虑其耐热性。

洲际导弹以马赫数10~15的速度再进入大气层时，使用能耐空气摩擦热的材料来保护弹头部分则是很重要的问题，最近，美国发表了使用特殊的耐热陶瓷器已经成功。

另外，火箭以马赫数为5的速度向100~200公厘的高度发射时，当突破大气层时，其表面的摩擦热要比降落时再进入所产生的摩擦热低得多，在适当的高熔点金属上敷陶瓷涂层即能获得很好的耐摩擦热的性能。

火箭的基本问题是低热容量与具有高燃烧温度高能量的燃料之间，以及燃烧室和尾喷口的材料对高温、高压、腐蚀性气氛、化学以及机械的侵蚀的抗耐程度等问题。

在这些方面，使用超合金的再生冷却式火

箭就获得了很大的成就，采用了陶瓷塗層和耐热性塗層，同时也注意了如何改善冷却方法。不管是由于3000°C或是燃烧温度，目前火箭的寿命还不能超过几分钟，将来为实现在宇宙中的旅行，将会出现可在空气中自由航行的火箭。

寿命可望在几十小时以上的发动机，当推进冲压喷气式。此种发动机由于燃烧室的最高使用温度的限制就影响了在大气中以超音速向前推进。

所有材料均应在负荷前保持15分钟的试验温度。

表12所列为几种超合金的高温性质试验结果，希望将来能出现在1200°C高温下还能维持其寿命的超合金。此外，能耐1600°C的材料，则有赖于对陶瓷塗層和钼合金的研究了，再有，超抗氧化性的陶瓷和 Cermet 可做为火焰保持器的材料。

表12 超合金的高温性质

温度 °F	Hastelloy X		Multimet (N-155)		№25 Alloy (L-605)	
	抗拉强度 1000 磅/吋 ²	延伸率 2时段 %	抗拉强度 1000 磅/吋 ²	延伸率 2时段 %	抗拉强度 1000 磅/吋 ²	延伸率 2时段 %
1800	15.3	42	19.2	61	22.3	43
1800	15.2	50	19.5	55	23.9	44
2000	9.3	41	9.4	45	12.8	31
2000	9.3	37	9.4	46	12.9	28
2200	4.7	43	4.6	29	6.8	17
2200	4.6	37	4.6	26	6.8	10
2300	3.4	21	3.4	18	4.6	16
2300	3.3	20	3.4	19	4.6	9.5
2350	2.5	2	2.5	6.5	—	—
2350	2.6	8	2.7	7	—	—
2400	0.7	1	0.4	0	3.0	6
2400	—	—	—	—	3.1	5

轴流喷气式发动机需要有几百小时以上的寿命。目前，此种发动机的燃烧室大多是使用 Inconel 合金，为了提高其寿命可敷陶瓷塗層。如果将镍基合金加以改进并敷陶瓷塗層则有可能在1100°C以下使用。在此温度以上，则有待于使用敷有适当的保护膜的钼合金，同时，再改进燃烧室的冷却方法，这些都是设计中的主要课题。

要课题。

动叶片多为钴基合金，X-40铸件和S-816锻件用于900°C以下，钼合金多用于防止氧化，将来的发展亦不会很大。尚不如 Cermet 和某些种类的复合合金将能获得发展。

工业用燃气涡轮和蒸气涡轮则要求几千到几万小时的寿命，喷气式发动机用涡轮的工作温度恐怕只能达850°C左右。因为目前它的最高温度仅考虑为870°C左右，如果要像上述那样长时间的使用则要受到温度的限制。

虽然，原子能发动机涡轮的工作温度约为250~500°C，但如能有可靠的防止放射线损伤或防腐蚀等方法，既可能供超长时间使用。

所有耐热材料的寿命均因使用条件的不同而各异，一般则是高温使用寿命就短，然而，时代对于高速度机构的要求越来越迫切，在这既将实现宇宙旅行的现在，正渴望着能供长时间使用耐极高温度材料的出现，则不能认为金属材料性质已达上限。图21系就轴流喷气式和冲压喷气式发动机的各个部件所使用耐热材料在目前及将来可能达到的使用温度。

燃料的燃烧温度如高于现在使用的耐热金属的熔点，在1650°C以上一般的金属材料则脆化和很快的产生氧化。铁在1550°C下溶解，钴和镍等的熔点比铁又要低，所有含这些元素的现有超合金均在1500°C以下溶解。在燃气的条件下，溶解温度又要低很多。

由图21可以看出，将来的耐热合金则为钼合金、陶瓷塗層和 Cermet 等。凡是在1100°C以上温度使用的金属其熔点均高于1650°C，并且研究使钼、铬、钽及锆等成为展性合金，目前，这些金属均极易氧化，强度低，性质脆弱。在制作上就有困难。

其中，钼（熔点为2622°C）约在980°C就产生激烈的氧化和脆化现象，在制造上又有不易焊接的缺点，此合金在1320°C其强度可达14公斤/公厘²，为有希望的一种超合金。

钽（熔点约为1690°C）合金在540°C以上，
(下转26页)

窩夾層結構的壁板。這種飛機約有15%的蒙皮（約為100公尺²）在受到發動機發出的熱作用的部位上，也採用不銹鋼制夾層壁板。這些受熱部位如：在發動機短艙附近的機翼下蒙皮，機身尾部，發動機短艙尾部，固定發動機的塔狀支座及副翼。

蜂窩夾層壁板解決了傳熱問題，並能保證蒙皮表面的質量良好，不致產生鉚接結構中所常有的凹陷、破邊及凸起。

這種夾層壁板的強度高而重量輕。鉚接幾乎完全被膠合和釐焊所代替。但這絲毫不會降低飛機的飛行性能及技術質量。它能以接近1200公厘/小時的速度作長時間飛行，而在必要時，其飛行速度甚至可以大大超過音速。

金屬夾層結構不僅可制成蜂窩夾層，而且

還可作平板夾層使用。以鋁合金制的變截面三合蒙皮即為一例。

用這種方法制成的變截面三合蒙皮可用作導彈和飛機機翼、直升飛機的螺旋槳葉及其他構件。金屬夾層平板隨後還可以進一步加工，即軋成所需形狀及進行各種機械加工。密合的金屬夾層結構的優點是：制造成本低，有可能在夾層中應用各種金屬，可制成大型構件。

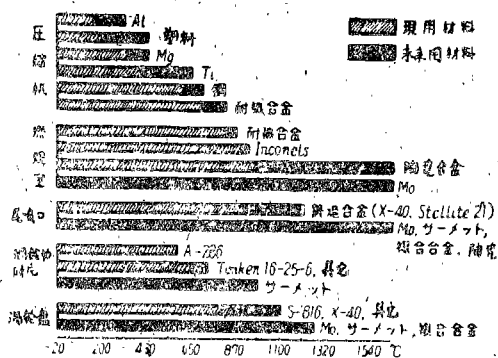
夾層結構在飛機製造上的應用愈來愈占重要地位。由於它具有上述優點，使得有可能在新的發展計劃中解決現代飛機和其他飛行器械的設計問題。

洪流譯自蘇聯“祖國之翼”雜誌

1958年1月號

（上接15頁）

軸流噴氣式發動機部件



冲压噴氣式發動機部件

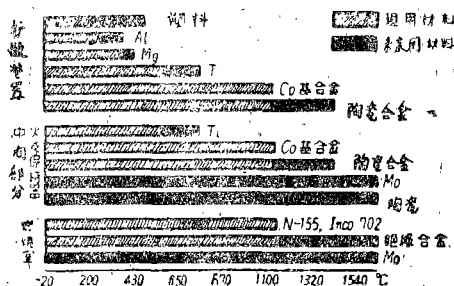


圖21 現用及將來用材料的溫度限度

注：圖內即Cermet。

其強度顯著下降，760°C以上在空氣中既脆弱。此外，鉻（融點約為1800°C）及其合金性質仍很脆弱尚不能應用。

其他高融點金屬雖然很多，但由於容易脆化，氧化等至於何時可供使用尚難預測。鎢、鉻、鉍和與其相類似的金屬如何在高溫下使用的研究工作尚未開展。

目前，所使用的金屬材料，其耐熱性比燃氣的溫度要低得多，要解決這種問題，則應對Cermet和具有很高的耐熱性的金屬化合物，即硅化物、硼化物、炭化物、氮化物等，還有在2600°C高溫下仍不失去常溫強度（約為2公斤/公厘²）的石墨等的高溫特性加以研究。

田知行譯自日本“金屬”雜誌

1958. No6.

（全文完）