

纖

維

狀

晶

體

改善結構材料的最終目的是使材料獲得十足的強度，而此一強度又取決於原子間結合力的大小。目前，增加結構材料的強度方法大多數是采用冶金方法，例如合金化的方式來實現的。然而，現今的冶金方法所能達到的最大強度僅僅是金屬中原子完全結合時之理論強度的微小部分。

在最近的一個時期內，細小的纖維絲引起了人們對它的極大重視，這表明能借此道理導致強度的真正增加。

的確，細小的晶體纖維絲，一般稱它為“鬚”，或者叫做纖維狀晶體（見圖1），表現出了最高的材料強度，而且在某些情況下正在接近於原子結合強度的理論極限〔1〕。設若“鬚”能夠在大範圍內構成適宜的形狀，那麼，似乎就有可能把普通金屬構件的重量減低到它們額定重量的五分之一。這種可能性是設計宇宙飛行器時最引人注意的。因為，減少負荷最大的結構部分的重量就能大大改良飛行的質量。

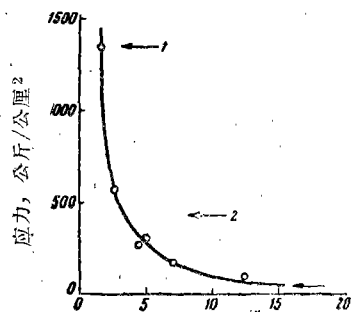


圖1 纖維狀晶體

纖維狀晶體的性質

強度：還在19世紀的時期中，人們就已經發現了減少尺寸可以增加強度（＜比例圖表＞）。然而，在近十年來才肯定了強化速度隨晶體尺寸的減小（3公忽以下）而劇烈增加（圖2）。又僅在近三年內才最後証實了“鬚”的強度接近於原子的結合強度。這種強化效用不僅表現於鐵、碳及其它金屬上，而且也表現於氧化物、鹵化物和碳化物這類化合物上。甚至，在其它材料的薄

膜及板片上也能觀察得到。



“鬚”的厚度，公忽

圖2 純鐵“鬚”的強度和厚度的關係：

1—“鬚”的強度接近於理論值；2—鐵的強化合金（1953年）；3—大型鐵晶體的強度

在解釋“鬚”的高強度方面曾經發展過好幾種理論〔1〕。一部分的理論依據是綫性位移——晶體的标准缺陷——的作用範圍小（這類缺陷存在於“鬚”的一定厚度的厚度範圍內）；在此同時，另外一些理論認為是晶體表面能的作用。可是，总的論據認為強度最大的“鬚”僅意味著沿自身軸向產生螺旋形位移，而并無（幾乎無）綫性位移存在（圖3a, b）。另外，亦用由少數螺旋形位移的周圍晶體呈旋形成長的假設所引伸出的位移理論來解釋過“鬚”尖的成長机理（圖3b）。由於晶體圍繞螺旋形位移的成長而產生“鬚”的有利條件幾乎舍弃了在“鬚”內出現弛化綫性位移的可能性。由於綫性位移的密度影響拉伸時的強度，所以實際上會形成完善的晶格而且原子間的結合強度也達到最大。理論抗斷強度的各種不同計算值處於0.1~0.025彈性模數範圍內。表1中列舉了在某些“鬚”中獲得的最高強度，它說明了前面講過的、最大的真實理論強度。

表1

材 料	彈性模數E (公斤/公厘 ²)	抗拉強度 σ_b (公斤/公厘 ²)	σ_b/E
硅〔2〕	16,170	386	1/42
碳〔3〕	703	61.8	1/11
鐵〔1〕	20,190	1,336	1/15
銀〔1〕	7,730	169	1/46
銅〔1〕	12,650	302	1/42
石英〔1〕	7,930	422	1/18
鋅〔4〕	10,550	225	1/47
鎢〔4〕	7,030	90	1/77
藍寶石〔5〕	52,000	1,195	1/43

其它性質：按照缺少綫性位移的這一假設就可以推論出“鬚”的許多其它有趣的性質：

1. 金屬“鬚”具有塑性，同时，大多数化合物又会發生脆裂；

2. “鬚”的彈性模数跟同一材料的大型多晶体晶粒的彈性模数有着本質上的区别。其彈性模数值，視“鬚”中晶体軸向的不同，可由 $1/2$ 变化到多晶体模数的 2 倍。

3. 在“鬚”中，当低于再結晶溫度时，无蠕变現象；然而，溫度較高时（其致接近于熔点）又保存着高的强度。

纖維狀晶体材料

未来宇宙飞船的負荷条件，大概应适合于主要是根据拉力强度範圍而計算的飞行結構的要求。貯存器、座艙、附件等就是那些处于压力下而且承受拉应力的部分。由于这些部分的重量必須尽量地減輕，所以如若利用超高拉强度的“鬚”，就有可能减少結構的重量。

当其比較各种材料制成之应力結構件的重量时，一般都采用以比重和抗拉强度極限之比值。較好的結構件是由具有最低比例值的材料制成。正如我們所看到的那样，較好的“鬚”的極限强度是該种材料彈性模数的某些部分，并且这一部分，显然，对一切材料來說都是一个相应的常数。在这种情况下，比重和“鬚”的强度比与比重和彈性模数之比成比例，从而也可以做为选择“鬚”材的近似範圍。

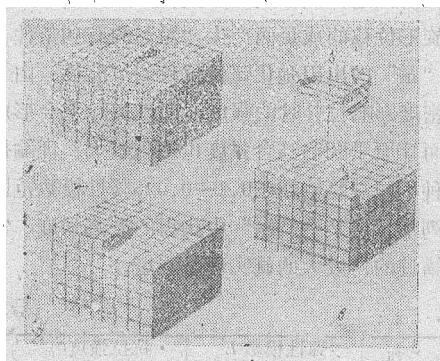


圖 3 晶体晶体的缺陷和晶体的生長：

α —綫性位移； δ —螺旋形位移；
 δ —晶体的旋形生長

某些材料比重和彈性模数比例

小于 40 的結構性能 表 2

材 料	比 重 γ (克/公分 ³)	20° 时的彈 性模数 E (公斤/公厘 ²)	γ/E (10^{-10} 公分 ⁻¹)	熔 点 (°C)
Li	0.526	1406	37.4	188
Be	1.8	39950	5.82	1280
B	2.3	35150	6.55	2320
Al	2.77	7450	37.2	650
Si	2.3	16200	14.2	1430
V	6.0	16900	35.5	1730
Cr	7.2	31700	22.7	1870
Fe	7.8	20400	38.2	1540
Mo	10.2	35500	27.9	2650
Tc	11.5	41500	27.7	2320
Ru	12.5	44300	28.2	1930
Rh	12.5	38700	32.3	1980
Os	22.5	58400	38.6	2760
Be ₂ C	2.44	31600	7.73	2090
BeO	2.85	38700	7.37	2530
B ₄ C	2.52	45700	5.52	2490
α -Al ₂ O ₃	3.8	36600~52000	8.03	2020
SiC	3.28	49200	6.67	2400
SiO ₂	2.3	7740	29.7	1730
TiC	4.93	35900	13.7	3150
VC	5.81	27400	21.2	2830
ZrC	6.7	34500	19.4	3540
ZrO ₂	5.35	25300	21.2	2600
ZrSiO ₄	4.26	16900	25.2	2540
Mo ₂ C	8.85	23200	38.1	2690
WC	15.7	72000	22.8	2780

材在較高的溫度下进行了比較。粗略地說，金屬及某些碳化物的再結晶溫度与用克尔文氏（Кельвин）度数表示的熔点成比例。要想从理論上推算各种“鬚”材在不同溫度下的等强重量，必須充分地了解它們的比重，彈性模数，熔点和模数的减小与溫度的一般关系。圖 4 引举一些金屬和碳化物在較高溫度下的相应重量（按鈹的相对重量作为 1 計算的）。这些材料按照所举数值是适用的。

“鬚”制成的結構材料：在做出一系列的假設以后，就可以預測那些由臆測的，結合着的“鬚”所制成的材料之結構性能：

1. 結構材料的主要組成部分是鈹“鬚”，可以有 3% 塑性变形；

2. “鬚”制材料的性質歸屬於 20°C；其在較高溫度下的相对重量可以由圖 4 中的曲綫求得；

3. 彈性模数和强度極限减少 20% 用以补偿（不載負荷的）結合环的重量。“鬚”的这些結合（或称基体）

表 2 引举某些材料的結構性能及比重和彈性模数的比值。碳化硼和金屬鈹的纖維狀晶体是室溫下使用最广的。这些材料的比重和彈性模数之比值相应地为 $5.5 \cdot 10^{-10}$ 公分⁻¹ 和 $6.8 \cdot 10^{-10}$ 公分⁻¹。

曾經根据强度会在初期慢慢下降，然后（在熔点和再結晶溫度之間）再迅速下降的這一假設，將数种“鬚”

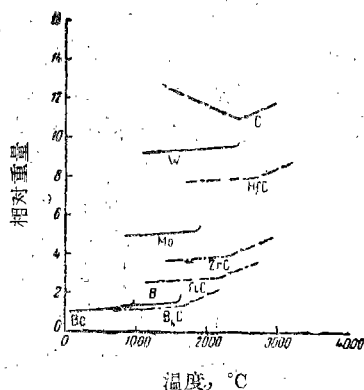


圖4. 用最希望的材料制成的“鬚”的臆測之相對重量

环就像塑胶能把玻璃纖維与浸过塑胶的玻璃絲粘合在一起的性質相同。纖維絲能承受更大的拉力負荷，同时又像塑料一样容易承受剪切变形；

4. 假設从两个軸向承受拉力的板材是由彼此互相垂直的纖維晶体絲結合兩層而成，并且每層都在平行于“鬚”的方向內承受拉力。

表3內举出上述預測的結果。其中包括鈹的性質——它是一种結構材料，对宇宙飞行工具展示着極為有利的可用性〔6〕。鈦的性質——鈦也是当前的一种結構材料。表3中举出的“鬚”材的性質，首先給我們一个概念，那就是承受拉力工作的結構件的重量产生不平凡的、高度的減輕。再把某些負因素（下一节会談到）加以更仔細的研究时，将会得出減輕重量的更有益的現实利用系数。

用“鬚”或其它材料制成的各种材料的臆測性能 表3

材 料	比 重 γ (克/公分 ³)	强度極限 σ_b (公斤/公厘 ²)	彈性模数E (公斤/公厘 ²)
各方向受拉力的“鬚”材	1.95	703	24,600
兩軸向受拉力的“鬚”材	1.95	350	18,300
可用的結構材料——鈹	1.85	35~70	31,000
标准材料——鈦	4.5	127	11,600

同一般結構材料的比較：由普通材料制成的板材需要在接头部分墊以同样的厚度，而且这些部分的重量，那怕占总重的微小部分也应計算进去。然而，由“鬚”材制成的結構件，其組合部分的銜接問題似乎較為困难，因为在大多数情況下，这些接合处的重量会相应地增大。表4中的数据便是考慮到在这类結構元件中补增重量时的一切結果。表內的数字指出，如果采用“鬚”材的話，

那么宇宙火箭中一切承受拉力工作的結構件的平均重量就有可能减少到現有重量的五分之一。

在应力結構件中采用“鬚”材时

可能減輕的重量 表4

結構元件或日用品	結構元件的額定重量与由“鬚”材制成的該种元件的重量比
鋼絲繩和棒材	10~23
裝配板材和厚板	1.6~3.6
压力下工作的設備、油箱、机身各个部分	≤ 8.5
蒸發冷却的松孔板材	10
夾于应鋼絲繩的陶瓷和含碳材料	8
火箭發動机、排气管	5
导管、座艙壁	8
离心拉力元件	4

“鬚”材成批生产的可能性

要想利用“鬚”做結構材料，首先必須肯定的是，在生产足够數量，而且質量和形状都有保証的“鬚”材方面，沒有克服不了的困难。这里，必須考慮到：“鬚”生長的现实數量、方向性、集合性，最后是把所有的“鬚”粘合成所要求的形状等。我們把試驗室中采用的各种培养“鬚”的方法分述于下：

1. 卤化物的化学还原法。用氢或其它的还原剂（如鋅）还原金屬氯化物、碘化物或溴化物可以引起纖維状晶体的生長。

2. 电解沉淀法。利用銀、鉄和銅这类金屬的盐熔合物培养“鬚”材。

3. 蒸气冷凝法。一般是由金屬或金屬化合物的控制过飽和蒸气沉淀出“鬚”材。

4. 大負荷作用法。軟金屬經高压就会在金屬的深处生出晶“鬚”。显然，此时的“鬚”并不是从表面产生的，而是从自身的基体所产生。这样的“鬚”首先是在这类金屬中如錫、銅、鉛、鋅等經受高負荷时被發現的。

5. 拉綫法（拉至几公忽）。热軋的金屬細絲以及像玻璃这样的由液态拉制成的纖維絲（并非“鬚”材）显示出了極大的强度。

可以推測，在試驗室中已經研究成功的任何一种培养“鬚”的方法似乎都可以在試驗工厂內被实现，而且在足够的經濟利益条件下，还可能在工业範圍內生产纖維状晶体。

我們將研究“鬚”的有序成長和其性能控制的可能性。“鬚”的方向性、厚度和長度大概可以用調节蒸气飽和度、改变溫度和磁場或靜電場的方法来控制。“鬚”的集聚可以用振動器或机械振動法来实现。

編織和压制

在这一阶段中可获得卷“鬚”或盘“鬚”。借摩擦和靜电力的作用防止鬚束的松解。由聚集起来的晶鬚編織細“鬚”絲的操作程序跟紡綫或捻玻璃纖維絲的方式相似。然后，將“鬚”綫編成繩索或板材。这类編織物由于相邻纖維之間缺少良好的位移結合，所以还不能具有足够的拉力强度。用下述方法之一（提高“鬚”間結合合力）起碼可以获得最后的强度形式：浸漬粘合物質或压制退火。

浸过塑料的纖維玻璃絲就是前一种方法的有力例証，它能給予纖維制品以高度的結合合力。現代塑料如像酚醛塑料、有机硅和聚脂一般都可以做为粘結材料，而且曾經在試驗室內做过几次試驗（將纖維絲粘在金屬基体中）。目前应用的塑料仅达315°，但是可以期望在将来使用硼聚合物这类塑料的溫度范围会扩大到550或650°。

把“鬚”粘合到一起的另一种方法是压制退火。这种方法跟粉末冶金过程类似。假若挤压压力很低（不防害“鬚”的强度）以及溫度又低于临界值的話，那么这种方法就有發展前途。

总之，要想用高强度“鬚”生产板材、繩索这类的結構零件，显然还是将来的事情。

晶体纖維材料的可能价值

將宇宙飞船的結構重量减少到通用数值的五分之一就是極明显的有利性。要是考虑一下由此而引起的飞船飞行質量的改善，或者“鬚”所带来的經濟性与它的价

值作一比較的話，問題就更明显，例如每級火箭減去五分之四的結構重量，就可以相应地增加燃料的重量或者最后一級火箭的有效載荷。这一重量的正确分配比可以使我們在不变更起飞重量的条件下大量增加有效載荷的容量。从經濟观点出發，可以肯定“鬚”材的有利性將超过它的价值。“鬚”材的未来价值預計每公斤为450~900美元（装配結構件），而今天每公斤鋁价值为88美元，由于1公斤“鬚”材可以代換5公斤的普通材料，所以1公斤的价值等于精簡4公斤結構重量的价值。在航空方面，减少1公斤的重量，正如各种不同的研究工作發表过的报导一样，可以节省220~2200美元；对火箭和飞船來說这个数字还要大些。因此，1公斤“鬚”材比起它的450~900美元，显然更会节省900~9000美元。

結 論

根据上述情况可以做出結論：使用纖維晶体具有更大的經濟优越性，大量地減輕重量并能增加飞行器的有效載荷。在晶态中因大多数原子的完全排列而改善了“鬚”的强度。此时所得到的極大值使纖維晶体在結構中获得極大的应用范围。但是，这种材料的实际应用的可能性，大概要再过10~20年才会实现，因为在这一范畴內还有許許多多的問題尚待解决。这篇文章中討論到大部分地方都是悬而未定的問題。只有这些問題經解决后，“鬚”（它的强度接近原子結合强度值）材在那时才能成为有价值的結構材料。

原作者：Hoffman, G. A.

周光核譯自“Проблемы современной металлургии” 1959, №2第114頁

二元鉻合金由脆性状态到 塑性状态的轉变溫度

鉻基合金作为具有良好抗氧化性的高温材料引起了極大注意，但使用这些合金的困难是它們在室溫下的塑性低。在室溫下塑性鉻的小量生产業已取得了很大成績。到目前为止在發表的所有文献中均指出，往鉻中加第二种元素能提高由脆性状态向塑性状态轉变的溫度。沙里、布兰得斯与米特切爾[1]發現，鋁、銅、鎳、錳、鐵、硅及鎢均有上述作用。維依恩、凱捷尔索恩及得若斯多烏恩[2]以及斯密特和謝依保爾特[3]確定，往不含其它雜質的鉻中加氮的結果可顯著提高轉变溫度。同时，斯密特与謝依保爾特[3]指出，加入0.34% O（重量），0.02% C（重量）及0.1% S（重量）对轉变溫度的影响

極其微弱。

本文的目的在于較詳細地研究上列元素以及一系列其它合金元素的影响。預計，加入10%（重量）或更多的合金元素，比加少量合金元素时会对最初轉变溫度的提高有某些不同的影响。

材料及試驗方法

列于周期表Ⅱ6, V6, VI6, VII6及Ⅷ組的元素采用使不同純度的鉻进行合金化。表1中所列这些金屬具有目前可达到的最高純度。此外，还研究了加入少量鉍、鋁、硼、碳及硅的影响。

装配合金时曾采用了在氬气中經過純化的电解鉻，