

绪 论

铝和铝基合金具有良好的综合性能，因此使铝及铝合金在一系列应用领域中显示出胜于钢和铜合金的许多重要优点。铝及铝合金的显著特点是密度小、耐腐蚀性好、导电和导热性能较高。采用先进的连续铸造方法，可以铸造实际所需要的任何规格的铝合金圆锭、扁锭和空心锭。铝合金较容易进行热变形，也较容易进行冷变形，可在热状态或冷状态下进行轧制、锻造、挤压、拉制、弯曲、板材冲压和切割等操作。通过直接由液态铝轧制的方法，可以制成铝线和薄板。所有铝合金都可以采用点焊方法进行接合，而对专门的可焊铝合金还可采用熔焊方法进行接合。

铝合金易于切削加工，并可在其表面涂上保护层和装饰膜。同时还应当考虑到，地壳上储藏的氧化铝是取之不尽、用之不竭的。所有这些因素综合起来，使铝的世界产量迅速跃居第二位（次于钢），1977年铝产量达到1130万吨（不包括苏联）^[1]。而且铝在战后整个时期以来的发展速度一直都超过钢。

在研制合金和选择各种具体结构用的合金时，要考虑到许多因素，如结构的用途、工作条件和制造方法，半成品的生产方法和可能性，以及合金的价格等。

铝合金最广泛地用于建筑（制作铝窗框、门、悬顶天花板）及电工技术中（作电线、铝母线），还用来制造包装容

器、包封材料和罐头盒（每年有几百亿个）。由表1可以看出，世界铝总产量的主要部份（83%）为变形铝合金，其中用于生产薄板的铝约占43%，用于生产挤压半成品的铝占18%以上，而用于生产电线和箔材的铝各占7%。此外，还有15%的原铝用于制造压铸件；另有约1%的原铝用于制造粉末。

在大多数情况下是使用塑性好的适合实际应用的耐腐蚀的合金，而在电工技术中则使用导电性高的合金。这些合金通常是铝-镁系、铝-锰系、铝-镁-硅系和铝-锌-镁系的低合金。对飞机、船舶、火箭、桥梁、发动机之类的承载结构合金，提出了各种不同的特殊要求，而且这些要求往往越来越高。其中有些要求是共同的，其出发点是希望所选用的合金应能长时使用（20~30年以上），而且保证结构的可靠性和工作能力，制品的生产比较简便，并可制得大规格的半成

表1 原铝总产量按产品种类和消费面的分配情况，%
(世界总产量的百分数)

产品种类	建筑	运输	日用品	电工技术	机器制造	包装材料	总计
薄板	13.6	4.2	3.4	1.6	1.8	17.9	43.2
板材	—	1.9	—	0.1	0.3	—	2.5
模锻件	—	0.8	—	—	0.2	—	1.2
挤压半成品	10.2	3.2	1.0	1.7	1.3	—	18.3
管材	0.3	0.3	1.0	0.5	1.1	—	3.2
箔材	0.2	0.2	0.5	0.2	0.2	5.8	7.1
电线电缆	—	—	—	7.7	—	—	7.7

品。同时，对超音速飞机来说，材料抗热载荷的能力具有重要的意义；而在低温技术中（例如对运送液化气体的船只），关键是在几种不同类型结构所需的工作温度下，而且直到液态氮或液态氢的温度时仍能保持塑性，不变脆。事实上，用铝合金制成的美国《土星-B》宇宙火箭，在向月球发射时就是利用液态氢作为燃料的。

力图把高强度合金应用于承载结构是很自然的。如牌号为B96II、B96II1的Al-Zn-Mg-Cu系合金或II B90粉末合金，其纵向强度大约为70~75千克力/毫米²（等于纯铝强度的10倍）。但是在很多结构中这样高的强度实际上是不可能实现的。材料还应当满足完整的综合要求，以现代化的客机和运输机为例，就会清楚地看到这一点。对于上述类型飞机的铝合金的各种要求，下面将进行详细的讨论。

第一章 结构铝合金的工作条件， 对结构铝合金的基本要求， 其半成品的性能及组织特点

第一节 疲劳、静力耐久强度、断裂韧性 及断口形貌

现代化客机和运输机能飞行30000~60000小时，将来可望达到80000小时（在空中飞行总时间约10年左右），实际上飞机在地球的任何地方总服役时间为20~30年。

这些飞机要运载数百名乘客和几十吨货物，其体积是很大的。因此，制造这样的飞机，特别是机翼，要采用很长的半成品。机翼上的横向接头会使结构重量增加，并使结构的工作复杂化。所以机翼采用长30~40米的板材和结构型材来制造，而没有任何横向接头。这就相应地需要大规格的铸锭，大功率的轧机和大吨位的挤压机，大型的热处理设备和其他设备来进行特长板材和型材的成形、淬火、拉伸和时效。很自然，载上200~300名旅客的飞机，必须安全可靠，万无一失。但可靠性并不只是由结构静力强度决定的。从50~60年代开始，所有重要的结构都必须经受交变载荷试验。各种结构元件都要受到各种交变载荷（例如，由于在不稳定

的气流中飞行、发动机振动和声振荡等引起的载荷)的作用(见表2)。载荷以不同方式对金属产生重大的影响。阵发性气流会引起载荷较缓慢的增高和减低。在试验台上和在实验室条件下进行所谓静力耐久强度试验时,相应的加荷频率级为每分钟5~20循环数,这样的加载频率与在评价发动机或螺旋桨振动影响而进行的一般疲劳试验时所采用的每分钟1500~5000循环数的加载频率是不同的。由于强大的发动机运转而引起的声载荷,其特点是频率更高(100~600赫芝)。循环基数相同但加载频率较低,则金属损伤就更厉害,也就是说,在同样的试验循环次数下,静力耐久强度试验的结果表明,其容许应力水平低于载荷交变频率高的一般疲劳条件下的容许应力水平。

表2 喷气式客机飞行1000小时所验证的重复载荷特性和循环数 N_{20}

载荷类型	N	载荷频率 循环数/秒	结构的载 荷系数
机 动	$(1 \sim 5) \cdot 10^3$	5~20*	0.10~0.70
不稳定空气激流	$(\sim 1.5) \cdot 10^5$	0.3~5.0	0.05~0.70
机场不平坦	$(1 \sim 5) \cdot 10^5$	1~5	0.05~0.70
结构部件振动	$(0.7 \sim 5) \cdot 10^7$	20	0.01~0.05
发动机振动	$(0.7 \sim 3) \cdot 10^8$	20~100	0.005~0.02
声振荡	$(0.5 \sim 50) \cdot 10^9$	100~100000	0.001~0.01
机舱压力	$(2 \sim 10) \cdot 10^2$	1*	0.2~0.4

* 在一次飞行中

铝合金的疲劳强度和静力强度之间没有确定的关系。

某些铝合金光滑试样和缺口试样疲劳极限的典型值列于表3中。应当看到,在交变载荷下缺口敏感性是比较大

的。

缺口试样的疲劳极限约降低30~50%。B96Л1Т1和B96Т1合金光滑试样具有最高的 σ_{-1} 值。大多数中等强度和高强

表3 工业铝合金光滑试样和缺口试样的疲劳极限^[3]

合金牌号	σ_{-1} , 千克力/毫米 ²		合金牌号	σ_{-1} , 千克力/毫米 ²	
与状态	光滑试样	缺口试样**	与状态	光滑试样	缺口试样**
АД33Т1	11	6	В93Т1	14	8.5
АК6Т1	13	8	В93Т3	13	8
АК8Т1	14.5	8.5	В95Т1	18	11
Д1Т	12.5	9	В95Т2	17	10
Д16Т	15	9	В95Т3	16	10
Д16Т1	12	8	В96Л1Т1	18	10
Д20Т1	13	7	САП-2	9	6
АК4Т1	13.5	7			

* 正负交变弯曲试验, 循环基数为 2×10^6

** 半圆形缺口, $\alpha_k=2.2$

度结构铝合金缺口试样的疲劳极限介于8~10 千克力/毫米²之间。

英国《彗星》喷气客机在飞行 3000 小时（起飞与降落 1000 循环数）后发生破坏，终于引起了对静力耐久强度的高度重视。在分析飞机失事原因时，已查明这种破坏具有疲劳的特征。当时在一架《彗星》飞机上，位于应力集中处的机身中部外壳，于无线电测向器附近处以切断的形式发生破坏（图1）。重复载荷对飞机增压舱的作用引起了疲劳裂纹的萌生与扩展，而这种重复载荷是由于增压舱压力不变（1 个大气压）时在陆地上（1 个大气压）和在 9000~10000 米高度处（0.5~0.6 个大气压）的压力差产生的。

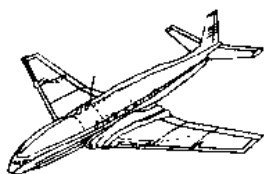


图1 《彗星》飞机(箭头指示机身外壳破坏的发源处)

后来,所有带增压舱的飞机都要在水池中经受重复载荷试验,以查明飞机的实际寿命。

结构破损安全设计的现代原则,允许在使用过程中所产生的疲劳裂纹的存在。裂纹的危险程度则取决于是否能发现裂纹和含裂纹结构的剩余强度的大小。在一定的条件下,即当材料的断裂韧性高而且工作载荷比较缓和时,裂纹将以较慢的速度传播,也不会使结构造成灾难性的破坏。采用涡流法、超声法、X射线法进行定期检查或通过肉眼观察能及时发现的疲劳裂纹,可以借助于搭接衬板或其他手段来消除或阻止其扩展。

结构容许的裂纹长度愈长,就愈不易发生突然破坏的危险,结构也就愈安全。在这方面,美国B747和DC10飞机的数据可作为例证。这是所谓的宽机身飞机,预计载300~500人,每排可坐10名乘客。这两种飞机机翼和机身上允许的裂纹长度示于图2中。这些飞机含有这样的裂纹仍然能够飞行数千小时。裂纹扩展的方向和速度,以及裂纹附近的应力分布,决定于载荷的高低,载荷的特性和制品的结构形状。例如,给某些结构最新颖的飞机机身沿外廓以一定间隙围上由钛金属带制成的所谓安全带。如果裂纹已经产生并沿着机身移动,那么安全带起着阻止裂纹扩展的作用。

实际的工作应力水平对裂纹的产生和扩展产生极大的影响。近几年来,出现了降低工作应力以便提高结构可靠性和寿命的明显倾向。例如,洛克希德公司(美国)原则上研制了一种新型的用7175-T7351铝合金制成的C-5机翼结构,这

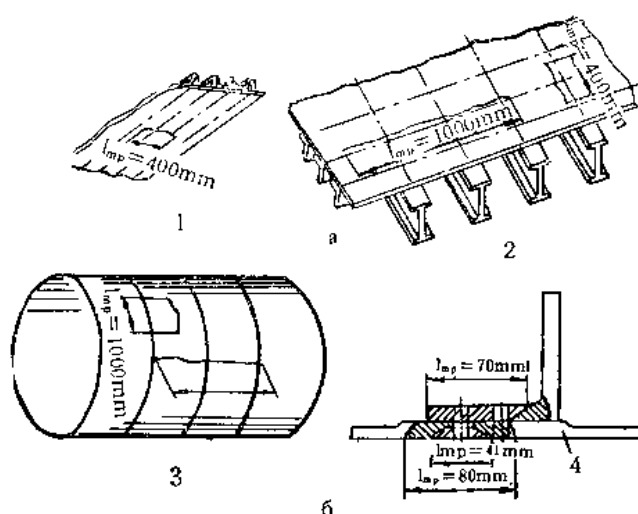


图2 B747(a)和DC10(б)飞机机翼与机身上的容许裂纹^[5,6]。

L_{TP} —裂纹长度；1—机翼；2—机身；3—翼梁区；4—蒙皮

种结构在 30000 小时的工作期限内其应力水平较现有的结构可降低25%^[7]。

波音公司的典型机身结构上，根据引伸计测量的数据，在压力的重复作用下肋骨之间中点处外壳环形应力为 8.4 千克力/毫米²，紧靠肋骨的断面为 4.2 千克力/毫米²，而肋骨上则为 2.8 千克力/毫米²^[8]。

但是，除了结构形式和调整载荷水平外，材料性能对于结构的可靠性自然起着巨大的作用。在结构中正确使用合金的必要条件是以断裂力学的观点来评定合金，并测定其各项标准性能——抗拉强度、屈服强度及伸长率等。

众所周知，在拉伸条件下进行标准的力学试验时引起试样破断的应力，并不能评定在结构内部出现了裂纹和裂纹正

在扩展的情况下，材料在结构中可能发生的行为。在实际使用条件下，裂纹是在比材料的屈服强度低得多的应力作用下萌生和扩展的。

当存在裂纹时，材料的抗破断能力定义为断裂力学准则之一——临界应力强度因子或断裂韧性^[9]。在平面应变条件下，这一特性指标成为一个材料的常数(K_{Ic})，并用这项指标作为评定各种结构使用可靠性时的计算参数。

临界应力强度因子 K_{Ic} 表征材料在一个小范围内的性能。由于材料在不同断面上其组织状态不同，而且在随后每一个试验时难免产生误差，因此 K_{Ic} 值自然会有波动。在著作^[10]中，考察了九家试验室由同一种 2219T851(1201T1)合金半成品获得的 K_{Ic} 值(表4)。

各家试验室所获得的平均值的最大分散度为10%，而对于同一种合金试验结果与其平均值的最大偏差为16%。应当

表4 2219T851合金的断裂韧性 (千克力/毫米^{3/2})^[10]

试验室 编 号	试 验 编 号				
	1	2	3	4	5
1	121	117	120	118	106
2	100	121	117	104	—
3	105	120	116.5	114	117.5
4	111	113.5	109.5	101	98
5	116	119	116	115	102.5
6	129	128	119	127.5	114
7	111	113	114	113.5	105
8	111	118	102	119	103
9	124	122	121.5	121	108

注意到试验结果的分散性大致是相同的。

通过对应用最广的一些工业铝合金断裂韧性的比较 (表 5), 应当指出, 从铁、硅杂质上看, 合金的纯洁度对 K_{IC} 有很大的影响。

起软化作用的时效制度 T2 和 T3 应用于高强度合金, 正如提高合金的纯洁度一样, 可显著提高 K_{IC} 。

在平面应力状态下测定的断裂韧性 (K_C), 不是象 K_{IC} 那样通用的特性指标, 因为 K_C 值主要是由试样原始尺寸决定的。尽管如此, 对某些具体的使用场合 (例如在选用增压舱的外壳材料时), 特别重要的正是测定平面应力状态下的断裂韧性 (表 6)。在这种情况下, 软化的时效制度可使断裂韧性获得改善。

下面列出几种铝合金的断裂特性值⁽¹¹⁾:

	Д16Т1	AK4-1Т1	B98Т1	BAД23Т
σ_B , 千克力/毫米 ²	46	40	55	50
K_C , 千克力/毫米 ^{3/2}	221	198	163	277
	BAД23Т1			
	55			
	108			

除了断裂韧性 (它能评价含裂纹材料在一次加载条件下的行为) 外, 最近开始认为研究材料在多次加载条件下的破断动力学具有很大的意义。在这种情况下, 作为断裂特性指标的是疲劳裂纹扩展速度 (CPTV)。

在交变载荷作用下, 随着裂纹的增长, 其扩展速度也在增加, 这与裂纹尖端附近的应力强度因子增高有关。业已确定, 试样的宽度和厚度, 以及循环的动力特性参数对疲劳裂纹扩展速度的影响很大。对于这一点, 在按材料抗疲劳裂纹

表5

某些铝合金的断裂韧性*

合金牌号 与状态	半成品种类	σ_B , 千克力/毫米 ² (按技术条件最低值)	K_{IC} , 千克力/mm ^{3/2}			
			横 向	纵 向	横 向	高 向
Д16чТ1	板 材	46		83~91	78~91	
Д16чТ	板 材	43		119~141		
Д16чТ	挤压型材	49**			105~121	91~98
Д16чТ1	挤压型材	46**		98~100	70	56~59
В950чТ1	挤压壁板和型材	55**		98~104	75~80	
В950чТ2	挤压壁板和型材	51**		133~144	92~104	70~78
В950чТ1	板 材	54		117~119		
В950чТ2	板 材	50		120~130		
В950чТ3	板 材	48		130~135		
В950чТ3	锻 件	47				
В950чТ3	高韧性锻件	41				127~139 174~184
В95пчТ1	板 材	54		100~110		
В95пчТ2	板 材	50		115~130		
В95пчТ3	板 材	48		121~130		
В93пчТ1	模锻件	48		84~110	70~84	73~75
В93пчТ2	模锻件	45		90~129	79~89	73~79
В93пчТ3	模锻件	42		115~140	83~104	80~100
AK6Т1	锻 件	35		125~135	115~125	100~110
AK4-1Т1	板 材	41		78~91	63~85	56~65
1201Т1	板 材	43		104~110	99~103	73~78
ВАД28Т1	挤压型材	60**		95~105		
В96пзТ3	模锻件	50**		98~103		65~75

* 引用国家试验室的数据

** 纵向

表6 软化的时效制度对B95П4合金6毫米包铝板性能的影响 (O. Г. 谢纳托罗娃, E. H. 斯塔罗娃, E. И. 布罗娃)

合金	疲劳裂纹扩展速度 毫米/千循环		K_{IC}	$A_{1,2}$	a_n	PK*
状态	当 ΔK (千克力/ 毫米 ^{3/2})为		千克力/ 毫米 ^{3/2}	千克力· 米/厘米 ²	千克力· 米/厘米 ²	级
	40	50				
T1	1.2	2.0	180~190	0.45	1.1	6~8
T2	0.8	1.5	180~200	0.55	1.25	2~3
T3	0.7	1.4	200~210	0.65	1.35	1

* PK——剥落腐蚀

扩展能力来比较材料优劣时，必须加以考虑。

从铁、硅杂质上看，铝合金纯洁度的提高，正如采用软化的时效处理制度一样，会对合金的组织产生有利的影响，使疲劳裂纹扩展速度减小(图3)。

断口构造的研究提供了有关破坏特性的可贵资料^[12]。

在一次加载破坏的情况下，对韧性断口来说，断口表面在光学显微镜下观察时则显现出一些圆形的凹坑，这些凹坑彼此被凸起的联接物隔开(图4, a)。可以把这些凸起的联接物想象为局部“细颈”。在电子金相断口图片上，韧性断口为典型的“韧窝”构造断口(见图47, б, в, г)。随着材料塑性的增高，韧窝的大小和深度增加(见图47, e)。当呈脆性穿晶断裂时，断口上形成许多晶体小面(小晶面)。当放大倍数不高时，这些小晶面看起来好象很平滑的闪闪发亮的小区域。当光学显微镜的放大倍数很高时，以及在电子金相断口图片上，小晶面上呈现出花样，通常呈散射线状——褶皱状(图4, б)，而褶皱纹的起点位于断裂的微观区的发源

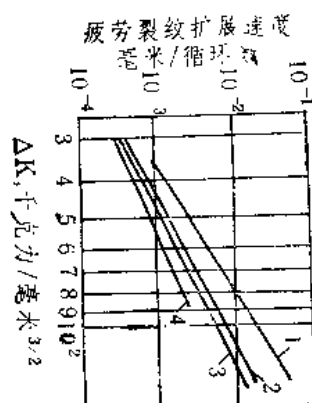


图 3 对Fe、Si杂质而言具有各种不同纯洁度的合金的疲劳裂纹扩展速度：1，2——正常的纯度；3，4——已提高的纯度；1，3——Д16Т1；2，4——Д16Т(III)



图 4 韧性断口 (a, ×800) 和脆性断口 (Б, ×7000) 的构造^[12]

地。在铝合金中，这种断裂方式主要是在金属间化合物夹杂处断裂时出现的。

在重复加载条件下的断口，其特点是存在许多平整的微观平台，在小平台上分布着一些显微疲劳小条纹。断裂时塑性变形充分，小条纹截面为三角形；而断裂时塑性变形较小，则小条纹截面呈梯形。在断裂的初始阶段，由于这时作用应力还不高，微观平台的尺寸和小条纹的宽度并不大，随着裂纹的扩展，其尺寸增大。

在重复加载条件下，裂纹扩展速度的变化会引起断口微观花样的改变。在裂纹匀加速扩展区，分布着细疲劳条纹；在向加速扩展过渡的区域，分布着粗疲劳条纹；在向雪崩式断裂（最终的骤然破坏）过渡的区域，则是粗糙的褶皱（图5）。

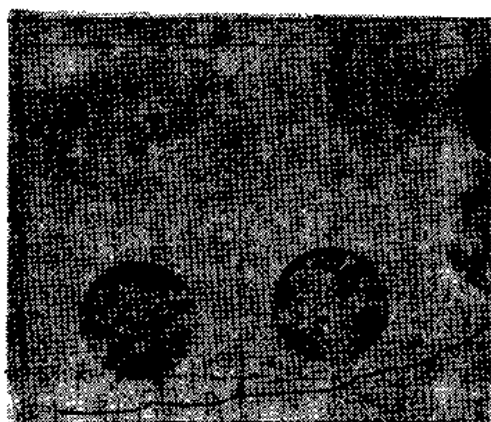


图5 随疲劳裂纹扩展断口构造的变化^[12]：a——细疲劳条纹；b——粗疲劳条纹；c——粗褶皱；d——循环滑动区。放大800倍（在印刷时缩小了3/4）

第二节 耐蚀性、预应力紧固件

近年来在各种结构中带预载荷的紧固件，即所谓预应力紧固件获得了广泛的应用。采用公盈为0.2~1.2%（在有些情况下还要大）的配合可以明显地（有时可达一个数量级）提高重复载荷下螺栓连接处的耐久强度^[13,14]。但是，带加压螺栓的接头，其应力腐蚀危险性大大增加，这是因为在螺栓周围产生圆周拉应力。当公盈达最大值时，则在距离螺栓和板的接触表面的某处会出现最大的圆周拉应力。

当公盈增加时，会加速腐蚀裂纹的出现（表7）。

当公盈很大（2.35~2.6%）时，Д16Т和В95Т1合金试样分别经过15和30昼夜才产生裂纹。当公盈为0.975~1.2%时，至出现最先裂纹的时间分别为24和90昼夜。甚至当公盈很小（0.225~0.45%）时试样也会产生破裂：Д16Т合金试样经120昼夜发生破裂，而В95Т1试样经268昼夜发生破裂（图6）。这些试验都是在海洋性亚热带的气候条件下进行的。试样曝露在空气中，每天浇两次海水。这几种人造条件极为逼真地模拟了真实结构（人们预期这些结构的使用期限自然不到20天）中那些受应力螺栓连接件所处的工作环境。同时，按制度Т2和Т3进行时效后的В95合金试样，当公盈最大（2.6%）时经过1100昼夜曝露之后也没有产生裂纹。

一方面，Д16Т（经自然时效）和В95Т1（经人工时效达到最高强度）两种不同合金之间的腐蚀破裂存在很大的差别；另一方面，同样是В95合金，按照软化的制度进行时效（聚集时效）后，与В95Т1差别也很大。

表7 Д16Т、B95Т1、B95Т2和B95Т3合金挤压带材在海洋性亚热带气候条件下在高向安置不同公盈的紧固螺栓时的腐蚀破裂倾向

合金牌号 与状态	公盈大小%	开始出现裂纹的时间, 昼夜
Д16Т	0	>1100
	0.23~0.45	120, 592, >1100
	0.38~0.70	120, >1100
	0.98~1.20	24, 60, 100, 120, 120, 150, 480, >1100
	2.35~2.60	15, 30, 60, 60
B95Т1	0	>1100
	0.23~0.45	268, 268, 747, >1100
	0.38~0.70	90, 270
	0.98~1.20	90, 440, 924, 30, 60
	2.35~2.60	30, 30, 60
B95Т2 B95Т3	0.23~2.6	>1100

注: 每个点试验4~12个试样



图6 安置有预应力紧固件的Д16Т和B95Т1合金试样经腐蚀试验后的外观; a——沿裂纹面的断口宏观组织; 6——螺栓头部; B——端部

表 8 列出一系列最高容许应力的临界值, 这些应力值能保证各种合金在其热处理制度和试样截取的纤维方向不同时具有必需的耐腐蚀性^[15]。

在纵向, 这一特性值变化较小(除自然时效合金 2024T351(Д16Т)约为24.5千克力/毫米²外, 其余均在 30~40 千克力/毫米²范围内)。在横向, 容许应力临界值介于 27~40 千

表 8 某些铝合金板材在应力腐蚀条件下的容许应力临界值

合金牌号与状态	容许应力临界值, 千克力/毫米 ²		
	纵 向	横 向	高 向
2014T651(AK8T1)	31.5	21	5.6
2020T651(BAД23T1)	40	39	24
2021T81(1205T1)	33.6	32.2	24.5
2024T351(Д16Т)	24.5	14	5.6
2024T851(Д16Т1)	35	35	28
2124T851(Д16ЧТ1)	35	35	21
2219T37(1201Т)(经冷作硬化)			7
2219T87(1201Т1H)	31		28
6061T651(АД33Т1)	28.6		25
7075T651(B95T1)	35	31.5	5.6
7075T651(B95T2)	34	34	17.5
7075T7351(B95T3)	35	34	30
7475T7351(B95OЧТ3)	35	34	30

克力/毫米²之间, 但2014T651(AK8T1)合金这一应力值低到21千克力/毫米², 2024T351(Д16Т)合金低到14千克力/毫米²。在高向各种合金的容许应力临界值差别很大。

自然时效的Д16合金, 人工时效达到最高强度的Al-Zn-Mg-Cu系合金B95T1和7075T651, 自然时效并冷作硬化的Al