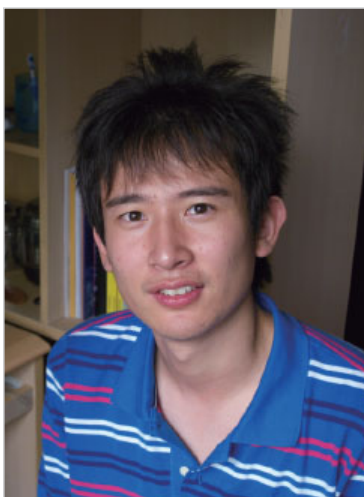


某支线客机复合材料舵面结构 静强度分析

Static Strength Analysis of Composites Control Surfaces of an Regional Airplane

北京航空航天大学航空科学与工程学院 范舟 程小全 张纪奎



范舟

北京航空航天大学飞行器设计硕士研究生,研究方向为复合材料结构设计技术。

舵面是操纵飞机的部件,包括方向舵、升降舵和副翼。舵面功能主要是保证飞机横向和纵向的平衡,以及实现飞行员对飞机横向和纵向的操纵^[1]。其通过两点或多点分别悬挂在水平安定面、垂直安定面、机翼上。主要外载荷为偏转气动载荷。气动载荷产生的剪力通过悬挂接头以集中力的形式传给安定面或机翼^[2],气动载荷相对于转轴的力矩由操纵臂上的操纵力与悬挂接头的支反力构成的力矩平衡。

复合材料强度设计与金属强度设计有很大的不同。本课题研究的复合材料静强度设计在结构设计和分析中是必不可少的。分析结构的静强度,了解其剩余强度,可以为下一步分析结构的耐久性和冲击损伤提供基础。

随着先进复合材料技术的不断发展和成熟,复合材料在民机上的应用程度进入了前所未有的阶段。波音、空客等空中巨头争先在先进飞机中使用复合材料,以达到减轻结构重量,降低运营成本,提高舒适性等目的。舵面作为控制飞行姿态的重要结构,在当今民机中大多是采用全复合材料^[3],因此在民机舵面设计中,复合材料的静强度校核是最基础也是最重要的一节。对于飞机结构设计者来说,首先必须考虑的问题就是结构的静强度。

复合材料静强度的设计要求包括:

(1) 按许用应变设计的复合材料结构,一般应按使用载荷设计、按设计载荷校核,其中工作应变取主应变。

(2) 结构强度计算用的许用值,分为使用许用值和设计许用值,分别

对应于最大使用载荷和最大设计载荷。

(3) 复合材料结构安全系数取自现行的强度规范和专门为型号指定的强度计算原则。

(4) 强度计算时一般应采用蔡-胡(Tsai-Wu)失效判据,

$$(F_{11} \sigma_1^2 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 + F_{22} \sigma_2^2 + F_{66} \sigma_6^2) R^2 + (F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2) R - 1 = 0,$$

其中,相关项 F_{12}^* 取 -0.15。

(5) 复合材料的力学性能受温度影响较大,因此当结构使用温度范围很宽或复合材料性能在不同温度下变化很大时,应力分析性能数据可以按结构使用温度划分温度区间,材料弹性常数取相应温度区间内的平均值,强度计算用相应区间的许用值。而选取相应温度区间各飞行情况中的最大使用载荷作为设计载荷,同时取相应温度区间的许用值进行强度计算。

本课题静强度校核模型是国内某型号支线客机的舵面,主要针对蒙皮、肋、梁等复合材料的静强度校核,同时也对3片铝合金耳片和铝合金操作杆进行分析。

舵面结构有限元建模

1 结构模型

本课题的研究对象是某型支线飞机的复合材料方向舵结构,采用的是单梁式结构,其主要元件有前梁、后樯、肋、端肋、蒙皮、调整片、操纵杆等,舵面的宽约1.1m,高3m。该舵面结构的纵向元件是由前梁和后樯构成,横向元件由7根盒段肋和9根前缘肋构成。舵面后缘下端有调整片,通过铰链与舵面后樯连接,由调整片和操纵杆操纵。肋、梁和蒙皮之间的相互连接为胶接连接,耳片等接头与梁则采用螺栓连接。舵面3个接头耳片和操作杆采用铝合金材料,弹性模量为70000MPa,切变模量为27000MPa,泊松比0.3。除接头耳片外,各结构都采用复合材料,设计采用的铺层单元有单向带和双向布,单层厚度分别为0.104mm和0.218mm,其中双向布为±45°方向铺设,另外对于调整片还采用了泡沫夹芯材料。

2 网格划分

利用PATRAN软件对整个舵面建立有限分析(见图1)。整个舵面结构基本选用板单元;对于操纵杆,选用2节点的杆单元;对于调整片,应选用8节点的六面体单元^[3]。最终的有限元模型有17454个单元,112个多点约束。

3 连接、约束及载荷

在该舵面结构中,涉及到的连接并不多,肋和梁、肋和蒙皮之间通过几何建模合成为一体进行分析。调整片和主舵面之间的双支点铰链连接,耳片接头和梁之间的螺栓连接,以及操纵杆与耳片的连接都是通过设置多点约束来对真实的结构进行模拟

的。

多点约束是指将结构一部分自由度上的位移表示成另一部分自由度上的位移的线性组合。对于调整片和主舵面之间的双支点铰链连接,通过在调整片的前梁上选26个独立自由点并在主舵面的后樯上取26个对应点作为依靠点,来实现对双支点铰链连接的模拟。对于耳片接头与梁的螺栓连接,分别将梁上的螺栓孔的中心点和耳片上螺栓孔圆周上的节点设置为依靠点和独立点,来实现模拟。操纵杆与耳片的连接,同样采用使用多点约束,将操纵杆与耳片连接,相对只有转动自由度。舵面需要有两处边界约束,一是施加约束使其实现定轴转动,二是固定操纵杆的位置。对于第一点,依然需要使用固定多点约束,首先将耳片孔中心点设置为独立点,耳片孔圆周上的系列点设为依靠点,使它们的位移自由度表示成孔中心点的函数;然后再通过单点约束,分别设置3个孔的中心点的自由度,使其只有X方向的转动自由度。对于固定操纵杆,只需要固定操纵杆的另一端即可。

方向舵上的外载荷是气动力,垂直分布于多表面上。为了能够简单地模拟力在舵面上的分布,首先将气动力等效离散于舵面的一些关键点上,然后再设置关键点周围节点的多点约束,从而准确地模拟出载荷分布。升降舵的瞬间偏转是方向舵受载最大的情况,本课题只考虑这种最危险的情况,对方向舵进行静强度校核。图2

是模型载荷加载情况。

计算结果分析

下面对舵面结构的各主要元件的强度进行分析,然后进行校核。

(1) 蒙皮。

蒙皮的应变云图如图3所示,从图中可以看到应力较大的地方在夹芯蒙皮上,因此对于蒙皮强度的校核需要对夹芯蒙皮应用蔡-吴准则强度比方程进行判断^[4-7]。表1给出了夹芯蒙皮处各层的正轴应力 σ_1 、 σ_2 、剪应力 τ_{12} 和强度比R。从表1中看出,第一层的强度比最小,但仍高达3.8,完全满足结构的强度要求。故整个蒙皮的结构强度也是满足要求的核夹芯蒙皮处的强度。对夹芯蒙皮处各铺层用失效准则。

(2) 梁和肋。

梁与肋都是由腹板和缘条组成的构件,从结构上可以将两者放在一起分析,肋结构有3种铺层方式,梁结构有4种铺层方式,其中2号盒段肋的受力最大,只需校核其强度。梁和肋采取与蒙皮相同的方式校核。图4和图5是2号盒段肋和梁的应力云图。

从图5中可以看到梁与2号接头连接的地方应力应变最大,缘条

表1 夹芯蒙皮强度比

结构	层序	正轴应力 σ_1 / MPa	正轴应力 σ_2 / MPa	剪应力 τ_{12} / MPa	强度比 R
夹芯蒙皮	1	-7.332	19.159	-0.312	3.8
	2	-21.45	-3.626	3.974	4.25
	3	-25.596	12.646	2.215	5.2
	4	-26.446	12.963	2.302	4.6



图1 有限元模型

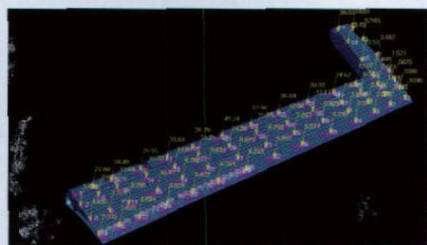


图2 模型载荷加载情况

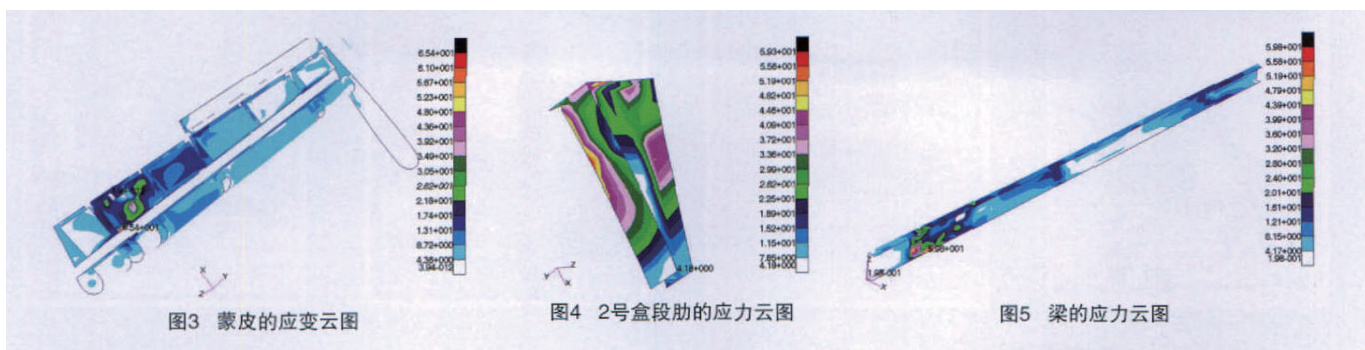


表2 前梁和2号盒段肋的强度比

结构	层序	强度比	层序	强度比	层序	强度比	层序	强度比	层序	强度比
夹芯蒙皮	1	6.46	5	7.21	9	7.61	13	6.26	17	4.93
	2	5.76	6	7.68	10	7.73	14	5.87	18	6.46
	3	6.06	7	8.04	11	9.24	15	4.61		
	4	8.27	8	7.92	12	9.92	16	4.25		
2号盒段肋腹板	1	5.82	2	5.68	3	5.54	4	5.39		

表3 操纵杆强度校核

序号	构件名称	最大应力	判据	结论
1	舵面操纵杆	64.8MPa	是否满足小于 σ_b (390MPa)	满足要求,安全
2	调整片操纵杆	1.52MPa		受力很小,强度足够

和中部腹板都较小;而处于这个部位的2号盒段肋的应力应变也最大,仍然使蔡-吴准则强度比方程,求出前梁和2号盒段肋各铺层中最大Misse应力对应的强度比如表2所示。

(3) 接头耳片、操纵杆。

对于耳片通过应力云图找出最危险耳片1,其危险点在螺栓孔上。对于平面应力问题,可按第三强度理论校核:铝合金的单向抗拉强度一般取 $\sigma_b = 390\text{MPa}$,判据为: $\tau_{\text{max}} < 0.5\sigma_b$,带有 $214 > 195$,显然耳片1不满足条件,强度不够。这虽然只是局部应力集中,可能会导致裂纹产生,在飞机结构上这也是不容许的。可以采取以下2种方式改进:加厚开口处的局部厚度;适当加大孔径。

对于操纵杆,不存在失稳的情

况,主要考虑轴向受力情况。操纵杆有舵面操纵杆和调整片操纵杆两种,分别比较分析。舵面操纵杆的最大轴向力为630N,截面面积为98.5mm²。操纵杆的强度校核如表3所示。

结 论

本课题通过有限元建模,对舵面受力情况进行静力学分析,分析其静力强度,得到以下结论:

(1) 舵面结构的有限元结果得到应力应变与形变的分布与分析一致,说明建立的有限元模型是有效的,能真实地提供强度分析;

(2) 根据蔡-吴准则强度比方程,蒙皮、梁、肋等主要承力元件各铺层的强度比都大于1,结构安全,其中最小值为3.8,说明这些结构有较大的强度裕度,结构可以承受2倍多

的载荷;

(3) 根据第三强度理论,耳片接头的螺栓孔强度不足,结构在该部位很可能会产生裂纹;减小集中应力的具体做法是加大螺栓孔径,或者局部加厚底板;

(4) 该舵面结构的设计整体来说是安全可靠的,但也是比较保守的,因为很多元件都有较大的强度比,剩余强度很大;当然对于静强度这种设计完全满足要求,但对于疲劳、损伤容限、振动等还得具体分析;就对结构设计而言,最优的设计应该是使每一块结构都达到充分的使用。

结束语

飞机性能的不提高与采用性能优异的新材料密切相关,即所谓“一代飞机,一代材料”。复合材料在飞机上的应用给飞机设计带来了革命性的改变。复合材料强度设计与金属强度设计有很大的不同。本课题研究的复合材料静强度设计在结构设计和分析中是必不可少的。分析结构的静强度,了解其剩余强度,可以为下一步分析结构的耐久性和冲击损伤提供基础。同时也可以为结构设计提出建议和改进方案,从而使详细设计更加完善。本文所建立的有限元模型还可以用于将来舵面结构的疲劳和振动特性的研究。

本文共有参考文献7篇,因篇幅所限未能一一列出,读者如有需要请向本刊编辑部索取。

(责编 岩石)