

机翼结构用复合材料的力学性能要求

Mechanical Property Requirements of Composites Systems for Wing Structures

中国飞机强度研究所 沈真 柴亚南 杨胜春 沈薇
沈阳飞机设计研究所 章怡宁 朱珊



沈真

中国飞机强度研究所研究员,长期从事复合材料疲劳与损伤、飞机结构耐久性/损伤容限和复合材料力学性能表征技术研究,曾主编出版了《复合材料飞机结构耐久性/损伤容限设计指南》、《复合材料结构设计手册》和《复合材料疲劳特性研究》等著作。

材料的进展是结构发展的基础,但新材料的性能指标则取决于结构设计的需求,复合材料从第一代到第二代的发展就经历了这样的过程。

本文试图从机翼结构的结构完整性要求和复合材料抗冲击性能与压缩设计许用值的关系出发,探讨适用于机翼结构的复合材料力学性能要求,以及对碳纤维和树脂性能的相应要求。

当复合材料在以刚度控制为主的尾翼构件中应用时,在确定第一代复合材料体系(以 T300 为代表的碳纤维和以 5208 与 913C 为代表的树脂体系)的性能指标时,波音公司的要求起了决定性作用。20 世纪 70 年代末开始探索将复合材料用于强度控制为主的机翼结构(特别是民机机翼结构)时,飞机设计师大多认为,只有将压缩设计许用值提高到 $6000\mu\epsilon$ 才有可能满足减重和成本的要求,正是它们的需求提出了研制第二代复合材料体系(以 T800、IMS 为代表的中模高强碳纤维和以 3900、8552 和 M21 为代表的韧性树脂体系)的要求。但这样的复合材料体系并未实现 $6000\mu\epsilon$ 压缩设计许用值来实现减重目标,国外复合材料机翼结构降低成本的目标是通过采用自动化制造

工艺、采用共固化与共胶接等先进工艺来实现整体化结构设计,以及利用复合材料结构优异的抗疲劳与抗腐蚀性降低维护费用等途径实现的,因此目前国外的第二代复合材料体系是否是机翼结构的最佳材料值得探讨。本文试图从机翼结构的结构完整性要求和复合材料抗冲击性能与压缩设计许用值的关系出发,探讨适用于机翼结构的复合材料力学性能要求,以及对碳纤维和树脂性能的相应要求。

复合材料机翼结构完整性要求分析

飞机结构完整性要求的定义是:“影响飞机安全使用和成本费用的机体结构件的结构强度、刚度、损伤容限、耐久性和功能的总称。”^[1]由于

复合材料结构通常具有优异的抗疲劳和抗腐蚀性能,耐久性一般不是设计考虑的主要因素,因此约束设计的主要因素是强度、刚度和损伤容限要求,其中刚度要求除了动特性外主要是稳定性问题。复合材料民机机翼结构,特别是上蒙皮结构通常采用的强度设计准则包括:

(1) 强度/稳定性要求。所有的结构部件要满足 100% 设计极限载荷(DUL); 低于 115%DUL 时不出现总体屈曲; 低于 100%DUL 时不出现局部的壁板屈曲。

(2) 损伤容限要求。蒙皮壁板含目视勉强可见冲击损伤(BVID)时,蒙皮壁板应能承受 100%DUL; 内部骨架和桁条含有最大不超过 27J 的冲击损伤时,应能承受 100% 设计限制载荷(DLL); 蒙皮壁板含目视可见冲击损伤(VID)时,应能承受 100%DLL; 蒙皮壁板含有像主发动机破坏后可能遇到的离散源损伤或切断一根桁条及其相邻的蒙皮跨时,蒙皮壁板应能承受 70% 的 DLL。

(3) 维修性要求。要求部件上任意部位可检损伤能够用螺接补片修理,修理后要求结构在剩余的寿命期间能承受 100%DUL。

根据这样的设计准则,控制机翼蒙皮部位的设计约束主要是稳定性要求(结构厚度小于 4mm 时)和损伤容限要求(结构厚度约 3 ~ 7mm 时),较厚蒙皮结构的设计约束是维修性要求(结构厚度大于 6mm 时),此外机械连接部位的设计约束是静强度要求,因此机翼结构的减重主要取决于稳定性和损伤容限要求,对第二代复合材料体系的性能要求也主要围绕这 2 个方面来考虑。对稳定性要求,目标是提高蒙皮壁板的初始屈曲载荷,而从材料性能角度,最简单的方法是提高复合材料体系的模量,因此国外飞机机翼上的蒙皮一般采用模

量约 300GPa 的碳纤维(如 IM 系列或 T800 等)。对损伤容限要求,目标是提高压缩设计许用值,而从材料性能角度是提高复合材料体系的抗冲击性能。图 1 为结构蒙皮厚度与压缩设计许用值关键因素的关系。

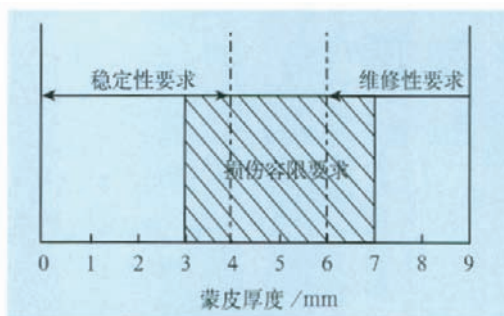


图1 蒙皮厚度与压缩设计许用值关键因素的关系

结构压缩设计许用值和复合材料体系的抗冲击性能

1 CAI 的由来和演变

从 20 世纪 70 年代后期开始,各飞机公司都在探索将复合材料用于民机机翼结构的可能性,鉴于当时的技术水平,为了满足经济性的要求,必须要有较大的减重,并指出只有将压缩设计许用值由 $4000\mu\epsilon$ 提高到 $6000\mu\epsilon$ 后才是可行的。研究表明提高压缩设计许用值的最大障碍是冲击后压缩强度过低,并认为这是由于树脂缺乏韧性所致,因此在其后 20 多年里,根据飞机公司的这一认识,材料研制商一直都在致力于提高树脂的韧性。

为了评定树脂的韧性, NASA 于 1982 年制订了若干试验标准^[2-3],

其中最重要的是冲击后压缩试验方法,这种方法规定了试样的铺层、尺寸和试验方法。后来将对 6mm 的试样,用直径为 12.7mm 的冲击头进行 27J 能量冲击后得到的压缩强度被习惯地称为 CAI,标准中还规定

CAI 大于 200MPa 的树脂可称为韧性树脂。由于这种方法使用的试样比较大,而且制造比较复杂,波音公司制订了另一种试验方法,使用较小的试样和较简单的试验方法,并使用了 2 种冲击能量:一种是等同于 NASA 方法的 4.5J/

mm; 另一种是考虑到 27J 是常见的冲击能量,针对较薄的试样厚度(4mm),为 6.7J/mm,冲击头直径改为 16mm; 随后将此方法推广为 SACMA 行业标准^[4],但仅保留 6.7J/mm 一种能量,所得到的压缩强度习惯上也被称为 CAI。由于当时复合材料结构损伤容限对冲击损伤没有明确的要求,也没有提出目视勉强可见冲击损伤(大于 1.0mm 深凹坑)的概念,但对第一代复合材料体系,这样的冲击能量均能产生 BVID,用 CAI 来评定材料体系的损伤容限性能与结构的损伤容限性能是一致的。随着纤维和树脂性能的提高,用这样的方法不再能产生 BVID,因此近年来空客公司和波音公司在评定材料时均采用了更大的冲击能量,特别是空客公司明确提出了用凹坑深度为 1.0mm 和 2.5mm

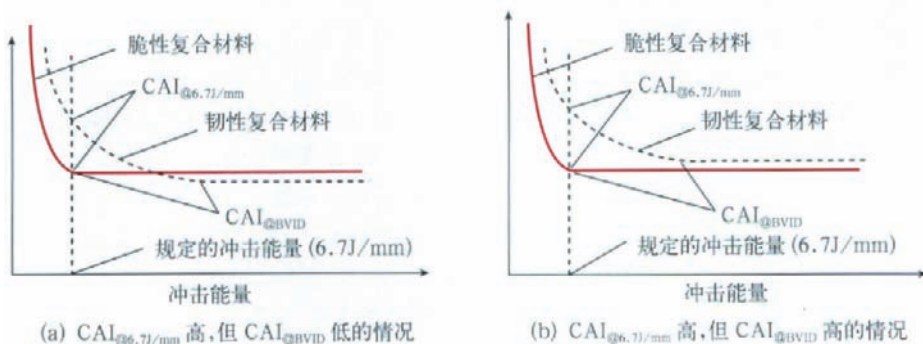


图2 $CAI_{6.7J/mm}$ 值与 CAI_{BVID} 值的关系

时的 CAI 来进行评定的方法。

2 BVID 和压缩设计许用值

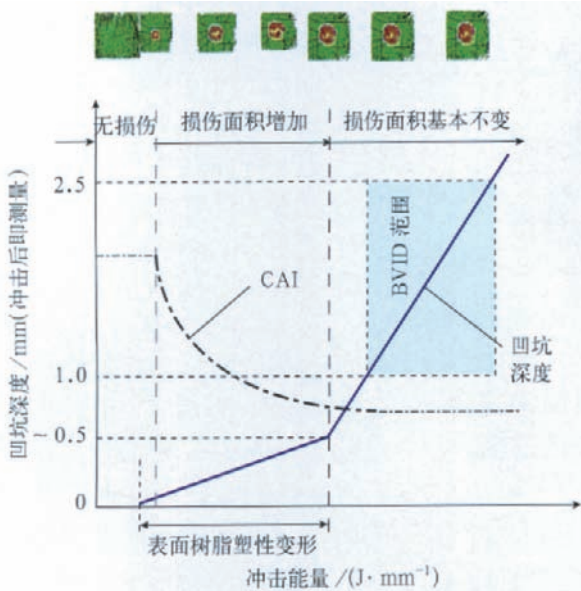
复合材料冲击损伤的特点是,在冲击表面无任何征兆的情况下,内部可能会出现大范围的分层,而且其压缩承载能力会急剧下降,甚至不到

一例外都规定在飞机投入使用后,即可能带有 BVID,其标志均为凹坑深度。2009 年 9 月 8 日颁布的 AC 20-107B (AC 20-107A 的修订版)中在前面所引的内容后增加了下列文字:“当采用目视检测方法时,可

靠检出门槛值时可能的冲击损伤已被称为目视勉强可见冲击损伤(BVID)”,并在结构验证-损伤容限段落中增加了 5 类损伤的定义,明确提出了 BVID 和 VID 的概念,反映了在复合材料结构设计时对冲击损伤要求的进展。

目前不同的飞机公司有可能采用不同的尺寸假设,例

翼结构选材时的基本出发点。因此,虽然使用了第二代高性能纤维韧性树脂复合材料体系,但因在早期材料研制阶段没有 BVID 设计要求,也就没有提出含 BVID 时 CAI 的研制目标,这使得目前所有最先进的民机和军机复合材料机翼结构压缩设计许用值均无法突破 $4000\mu\epsilon$ 。图 2 为 $CAI_{@6.7J/m}$ 值(即按 $6.7J/mm$ 能量冲击得到的值)和 $CAI_{@BVID}$ 值(即产生 BVID 后得到的值)的差别。可能有 2 种情况:一种情况是 $CAI_{@6.7J/m}$ 值高, $CAI_{@BVID}$ 值也高,但一般相差的幅度要小得多;另一种情况是 $CAI_{@6.7J/m}$ 值高, $CAI_{@BVID}$ 值反而低,但控制压缩设计许用值的材料性能指标应当是 $CAI_{@BVID}$ 值,采用 $CAI_{@6.7J/m}$ 值来进行评价可能会得到错误的导向,这在实际工程应用中已有很多实例。随着材料性能的提高,目前国内的第二代复合材料体系, $6.7J/mm$ 的冲击能量一般均无法出现 BVID,传统的 CAI 评价体系已不能满足结构的损伤容限的要求。



注: 图上上方为对应不同冲击能量时用超声 C 扫描得到的内部分层损伤

图3 复合材料体系抗冲击性能的拐点现象和对应的内部损伤状态

无损结构的 40%, 从而危及飞机结构的安全。因此,复合材料结构损伤容限要求的关键是对冲击损伤的考虑,但如何在设计中考虑冲击损伤并没有明确的定义。在 1984 年颁布的 FAA 咨询通报 AC20-107A 中只是提到“应该证明,由制造和使用中能实际预计到(但不大于按所选检测方法确定的可检门槛值)的冲击损伤,不会使结构强度低于设计承载能力。”虽然在大量研究中已提出了 BVID 的概念,但在结构设计时尚未明确。在 1990 年颁布的美国空军规范 AFGS-87221A “飞机结构通用规范”中首次出现了 BVID 的明确定义:“由 25.4mm 直径半球形端头的冲击物产生的冲击损伤,冲击能量为产生 2.5mm 深凹坑所需能量,最大不超过 136J”。自此以后无论军机还是民机复合材料结构的损伤容限要求,其初始缺陷假设中,无

如对空客公司经大量数据统计后确定的 BVID 值是用 16mm 直径冲击头引入 1.0mm 深凹坑(松弛后为 0.3mm)。而对军机,含 BVID 的结构承载能力必须能承受 20 倍寿命出现一次的载荷(通常为 1.2 倍 DLL);对民机则必须能承受 DUL。作者在文献 [5] 和 [6] 中曾详细阐述了结构压缩设计许用值和复合材料体系抗冲击性能的关系。设计许用值的定义是:“为保证整个结构的完整性,根据具体工程项目要求,在材料许用值和代表结构典型特征的试样、元件(包括典型结构件)试验结果,及设计与使用经验基础上确定的设计限制值。”为满足机翼结构的设计要求,其压缩设计许用值须考虑到材料存在冲击损伤的情况,因此对材料性能抗冲击性能表征应当是冲击损伤试样的压缩强度或破坏应变,这也是目前国外军民机复合材料机

高损伤容限复合材料体系研制途径的探讨

根据上述分析,从提高压缩设计值的角度考虑,对材料性能的要求是含 BVID 时具有较高的 CAI 值。文献 [7] ~ [9] 通过大量的试验研究发现,含冲击损伤层压板的压缩破坏机理是冲击损伤附近在加载过程中会出现一特征损伤区,当该区内 0° 纤维平均应力达到单向板的压缩强度时出现破坏,提出可将冲击损伤区简化为长轴与损伤宽度相同的椭圆孔,然后采用损伤区纤维断裂(FD)失效判据来进行估算,该失效判据为:当缺口(或损伤)附近特征长度 l_0 范围内 0° 层的平均轴向应力达到单向板的极限强度时,含损伤层压板出现破坏。虽然该估算方法有一定局限性,但可以说明含 BVID 层压板的 CAI 值与冲击损伤的面积(或

性模量约 300GPa, 拉伸强度约 4500 ~ 5000MPa, 断裂延伸率约 1.5% ~ 1.8%。

2 对树脂的性能要求

由于复合材料体系的模量主要取决于纤维, 因此从稳定性要求出发, 对树脂没有特别的要求。但树脂性能的提高有可能降低冲击过程中分层损伤的扩展性能, 从而减小对应 BVID 的损伤尺寸, 这是 20 多年来复合材料界一直努力的方向。从图 4 所示的损伤扩展规律可以看出, 为了降低含 BVID 时的损伤尺寸, 对树脂希望降低从分层起始到拐点出现之间的扩展速率和当纤维断裂延伸率不变时增加冲击区的纤维变形。初步研究表明分层起始对不同树脂变化不大, 为降低损伤扩展速率其控制因素是树脂的层间断裂韧性, 提高树脂的 G_{Ic} 和 G_{IIc} 可降低损伤扩展过程。冲击凹坑实际上是树脂进入塑性的表征, 为了增加冲击区域的纤维变形, 希望树脂易于产生塑性变形, 使得在较小的冲击能量下即有可能使冲击部位的纤维达到其断裂变形量。

3 损伤容限与损伤阻抗

损伤容限和损伤阻抗是复合材料抗冲击性能的 2 个方面, 前者是含一定损伤时对强度影响的性能要求, 对结构而言主要是安全性的考虑; 后者是抵抗一定的外来物冲击(能量或力)时产生损伤大小能力的性能要求, 对结构而言主要是经济性考虑。对有一定厚度的机翼结构而言, 主要考虑其损伤容限要求; 对薄蒙皮和薄面板夹层结构, 应主要考虑损伤阻抗要求, 即不会因常见的小能量冲击产生表面凹坑和纤维断裂, 引起水分浸入和维护问题。本文从机翼结构提高压缩设计许用值出发, 主要考虑提高损伤容限性能, 希望使用中等断裂延伸率的纤维与韧性树脂组合的复合材料; 但对操纵面而言, 应主要考虑损伤阻抗要求, 不希望产

生凹坑, 高断裂延伸率的纤维和韧性树脂可得到高损伤阻抗的复合材料。因此高损伤容限和高损伤阻抗的要求对复合材料研制提出了互相矛盾的要求, 材料研制者必须明确其应用对象。

4 工程应用前景

(1) T800 在国内机翼结构中的应用前景。

国内长期以来在研制韧性树脂时均采用 $CAI_{@6.7J/mm}$ 来评定其损伤容限性能, 因此将它们与高断裂延伸率的纤维进行复合时, 其 $CAI_{@BVID}$ 均相当低, 用于结构时, 其压缩设计许用值甚至低于原来脆性树脂复合材料体系达到的水平。目前国外复合材料机翼结构用的高断裂延伸率纤维与韧性树脂复合得到的第二代复合材料体系, 其压缩许用应变并没有得到预期的提高(当然因模量的提高, 压缩许用强度得到了提高)。因此为了采用与高断裂延伸率纤维复合的韧性树脂, 必须采用 $CAI_{@BVID}$ 来评定其损伤容限性能, 但预期很难实现压缩许用应变超过 $5000\mu\epsilon$ 的目标。

(2) 本文推荐的纤维和树脂体系的应用前景。

如果研制出具有本文推荐性能指标的碳纤维, 可以与目前已有的大多数韧性树脂进行复合, 既可满足稳定性要求, 也有可能较大幅度地提高压缩设计许用值(如达到 $5000\mu\epsilon$), 从而实现机翼减重的要求。图 4 给出了不同纤维与树脂组合复合材料体系的抗冲击性能。

结束语

对机翼结构完整性要求和复合材料抗冲击性能的研究和 T300 纤维的使用经验表明, 适用于机翼蒙皮复合材料体系的性能要求应当具有较高的模量和含 BVID 时的剩余压缩强度, 为此要求具有碳纤维应具有中等拉伸弹性模量(约 300GPa) 和

中等拉伸强度(4500 ~ 5000MPa) 的碳纤维(一般断裂延伸率不超过 1.8%), 而对树脂的要求则应具有较高的层间断裂韧性和一定的塑性变形能力。由于目前没有相应的碳纤维, 上述结论还有待于试验验证。

参考文献

- [1] 中华人民共和国国家军用标准 GJB67A.1-2008. 军用飞机结构强度规范——总则. 2008.
- [2] ACEE Composites Project Office. Standard Tests for Toughened Resin Composites, Revised Edition, NASA RP 1092. 1983.
- [3] ACEE Composites Project Office. NASA/Aircraft Industry Standard Specification for Graphite Fiber/Toughened Thermoset Resin Composite Materials. NASA RP 1142.1985.
- [4] SACMA 2R-94. SACMA Recommended Test Method for Compression after Impact of Oriented Fiber-Reinforced Composites. 1994.
- [5] 沈真, 杨胜春, 陈普会. 复合材料抗冲击性能和结构压缩设计许用值. 航空学报, 2007, 28(3): 561-566.
- [6] 沈真, 杨胜春. 飞机结构用复合材料的力学性能要求. 材料工程, 2007, 增刊: 248-252.
- [7] Shen Z, Chen P H, Wang J Y. Prediction of the strength of notched composite laminates. Composite Science and Technology, 2001, 61(10): 1311-1321.
- [8] Chen P H, Shen Z, Wang J Y. A new method for compression after impact strength prediction of composite laminates. Journal of Composite Materials, 2002, 36(5): 589-610.
- [9] 陈普会. 复合材料层压板及加筋板的损伤容限分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 1999.
- [10] 沈真, 杨胜春, 陈普会. 复合材料层压板抗冲击行为及表征方法的实验研究. 复合材料学报, 2008, 25(5): 25-133.
- [11] Chen P H, Shen Z. Failure mechanisms of laminated composites subjected to static indentation. Journal of Composite Structures, 2006, 75(1-4): 486-495.

(责编 岩石)