

文章编号: 1674-8190(2023)05-008-11

# 积木式方法与试验金字塔的历史沿革与发展趋势

林建鸿

(中国飞机强度研究所 强度与结构完整性全国重点实验室, 西安 710065)

**摘要:** 采用积木式方法构建试验金字塔是目前已经被广泛接受的用来完成大型飞机结构强度验证的基本手段。本文概述了积木式方法和试验金字塔的发展历程和趋势,介绍了不同型号的美军机在研制过程中所建立的强度验证试验金字塔的统计结果,并且从试验层级、对象、目的和类型四个方面比较了试验内容的数量与经费占比,由此来说明基础层级试验验证工作在强度验证试验金字塔中的重要性 and 经济性。通过对虚拟试验在强度验证工作中的发展趋势、应用和限制的介绍,为顺利完成相关的全尺寸部件和整机的强度验证提供可靠的保障手段。

**关键词:** 积木式方法; 试验金字塔; 强度验证; 物理试验; 虚拟试验

中图分类号: V215.5

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.05.02

## The historical developments and tendencies of building block approach and testing pyramid

LIN Jianhong

(National Key Laboratory of Strength and Structural Integrity, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

**Abstract:** Establishing testing pyramid with building block approach is a widely accepted process for the structural strength verification of large aircraft. The historical developments and tendencies of building block approach and testing pyramid are briefly summarized in this paper. In the development process of US military aircraft of different types, the statistics results of the established strength testing pyramid are introduced. The amount of experiment content and the proportion of expenditure are compared from four aspects of experiment level, object, purpose and type to illustrate the importance and economy of the basic level test verification work in the strength verification testing pyramid. The development tendencies, application and limitations of the virtual tests for aircraft developments are also introduced, which can provide the reliable means of compliance to the developments of full scale components and whole aircraft.

**Key words:** building block approach; testing pyramid; strength verification; physical test; virtual test

收稿日期: 2023-05-16; 修回日期: 2023-08-13

通信作者: 林建鸿, jianhon.lin@cae.ac.cn

引用格式: 林建鸿. 积木式方法与试验金字塔的历史沿革与发展趋势[J]. 航空工程进展, 2023, 14(5): 8-18.

LIN Jianhong. The historical developments and tendencies of building block approach and testing pyramid[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(5): 8-18. (in Chinese)

## 0 引言

随着近年来中国航空工业的迅速发展,为了满足相关的适航规范要求,采用积木式方法(Building Block Approach,简称BBA)构建试验金字塔(Test Pyramid,简称TP),对所研制的飞机结构开展多层级的强度验证工作,已经逐步成为国内各种飞机型号研制的一个重要组成部分<sup>[1-2]</sup>。在飞机结构强度的验证过程中,针对不同的验证对象,积木式方法被用来构建各种形式的强度验证试验金字塔,以验证各种“新”的相关技术,其对象可以包括材料、设计构型、设计方法和计算工具、制造、装配和维修工艺以及全尺寸部件乃至整机等。充分的基础层级的试验验证工作,不仅为飞机型号设计提供了扎实的基础设计许用值,并通过多层级的设计方法、计算工具以及制造与装配工艺的试验验证工作,为顺利完成相关的全尺寸部件和整机的强度验证提供了可靠的保障手段。

本文通过介绍欧美国家和地区采用积木式方法构建试验金字塔的方式,对所研制型号强度验证的历史沿革及其发展趋势进行简要回顾,以期顺利完成相关的全尺寸部件和整机的强度验证提供可靠的保障手段。

## 1 积木式方法的概述

### 1.1 积木式方法的发展历史

积木式方法是一种在复杂产品研制过程中逐步满足研制目标与标的系统性的验证方法,其基本思路是从基础组件的研制工作开始,逐步完成对复杂结构产品的构建与集成,并且通过从基本设计构型结构的设计和验证开始,通过较低层级的基础工作先获得相对独立的基础知识和经验,进而为研制高质量的高层级复杂产品的有效集成打下稳固的基础。

积木式方法的基本技术路线,比较适合在有效控制研发成本、时间和降低技术研发风险的同时,循序渐进地完成大型或者复杂产品的开发与研制工作。因此,这样的工作方式从20世纪60年代就逐步地应用在航天、航空领域的航天器、飞行器、复杂硬件产品、操控软件的研发过程中,在结构力学分析方法及其计算工具的开发与验证方面中得到越来越广泛的应用<sup>[3-4]</sup>。

### 1.2 积木式方法的基本流程

积木式方法的工作流程是从基本元素开始,通过规划多层级的体系,以逐级提升和渐进的循环迭代方式完成复杂体系的构建。NASA为空天产品研制提出的积木式方法的基本层次结构如图1所示。

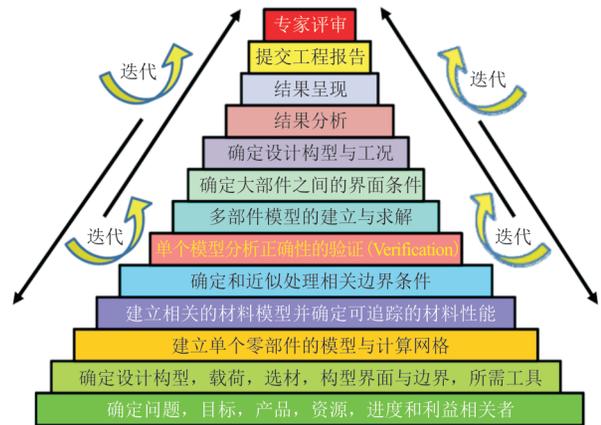


图1 积木式方法建模的基本流程<sup>[4]</sup>

Fig. 1 Modeling process with the BBA<sup>[4]</sup>

积木式方法的工作流程是从产品设计的基本元素开始,逐级贯穿材料、载荷、设计构型、元件、零部件、组件,直至整个产品。其基本特征是在各个层级之间开展工作并且进行反复的验证与迭代(Validation and Verification,简称V&V)。V&V之间的区别可以简单地理解为:Validation过程的工作在于建立符合需求的模型,而Verification过程的工作则是运用试验结果去验证模型计算结果的准确性<sup>[5]</sup>。每个层级的建模、求解与验证都是一个反复迭代的过程,直到分析模型本身能够准确地表征相关的试验验证结果,然后再向更为复杂的包含更多影响因素的高层级推进研发和验证工作,直到完成总体产品的设计与集成以及相关功能的验证。

### 1.3 积木式方法在航天产品研发中的应用

NASA一直都采用积木式方法来完成运载火箭的研制工作。鉴于运载火箭庞大的体积与高昂的制造成本,在运载火箭研制过程中,NASA采用积木式方法,先对火箭的每个元件开展设计与测试工作,并在建模过程中仔细地选择每个元件的边界条件,确定元件相互的振动模式和各元件之间的联接刚度与阻尼,然后逐级开展零部件的装

配和测试。上述循序渐进的推进方式,可以在研发早期就尽可能多地识别、发现和解决各个层级的基础技术问题。由于对小部件的研制和测试是从复杂性较低的层级开始,随着研制层级的提升而复杂性逐步增加,这样的研制路线可以有效地降低整体产品的研发成本和风险、缩短周期,最大限度地避免在火箭研制后期出现重大意外的故障而导致整个系统的重新设计和研制进程的延误<sup>[6]</sup>。

NASA 从研制最早的运载火箭开始,采用上述研制方式,开发了红石(Redstone)、木星、水星和土星等系列的运载火箭,并且逐步地将土星系列运载火箭应用于阿波罗登月计划<sup>[7]</sup>。

#### 1.4 积木式方法在美军机研发工作中应用

20 世纪 50 年代末,在 B-47 发生连续坠机事件后,美军建立了通过全机疲劳试验来确定飞机疲劳寿命的试验方法,并通过建立结构完整性大纲(Aircraft Structure Integrity Program,简称 ASIP)体系来保证后续研发机种的使用安全<sup>[8-9]</sup>。ASIP 的指导文件 MIL-STD-1530<sup>[10]</sup>自 1972 年颁布以来,随着设计理念的变化,逐步升级到了现行的 MIL-STD-1530D CHG-1<sup>[11]</sup>。MIL-STD-1530 从一开始就在其规定五大任务的前三项中要求在飞机研制过程中对材料、挂片、元件、连接接头、面板装配件、操控系统组件、操控系统结构、主要组件、整机进行全面的试验验证。虽然与美军机结构疲劳设计相关的理念在 MIL-STD-1530 标准系列的升级过程中逐步发生了变化,但是进行试验验证的基本要求一直没有变化,并且在具体内容上逐渐增加了对结构进行定期检测,在“经济运行寿命”中验证不会发生广布疲劳损伤,需要对结构进行防腐和风险评估,确定飞机有效限制寿命(LOV)和无损检测能力评估等不同的要求,并且在材料方面逐步增加了对使用复合材料结构的具体要求<sup>[12]</sup>。

## 2 适航要求与试验金字塔的构建

### 2.1 适航规章对飞机设计载荷的要求

B-47 投入服役后在短期内由于疲劳失效频繁发生坠机的主要原因在于实际使用状况与其设计载荷发生了严重的偏离。因此,美军开始要求在军机上安装飞参记录仪(VGH)。大型运输机的

FAR25 部适航规章从基本工况、补充工况和相关工况三个方面对设计载荷(包括飞行载荷和地面载荷)提出了几十种要求。由于在飞机总体设计过程中,其载荷会随着飞行设计需求、气动分析工况、结构设计构型、结构的减重与优化等因素的不断变化而不断地修改和调整,因此,在飞机开始详细设计之前,其设计载荷会经历至少十几次调整与迭代。原型机完成试制后,能够通过各种极限载荷工况的考核而不发生破坏,是其能够进行首飞的必要条件。而通过试飞获得的载荷包线,才能真实地反映原型机的载荷,是进行适航静力与疲劳设计验证的基础。由于全机疲劳试验需要较长的时间才能完成,对型号疲劳损伤容限的设计验证工作,通常是在所研制的型号获得型号证书之后的若干年才能完成的<sup>[12]</sup>。

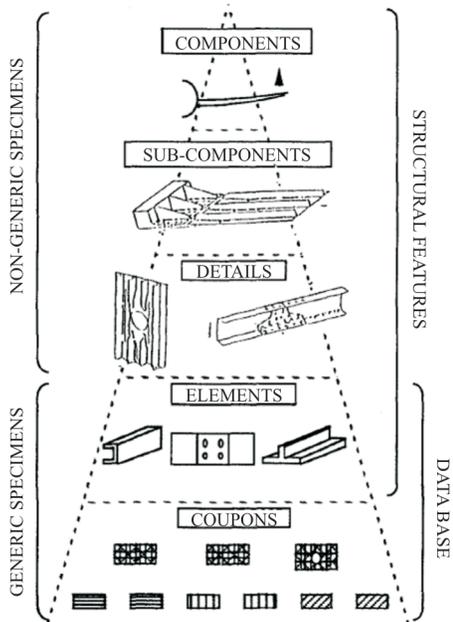
### 2.2 适航验证所需的试验金字塔

R. S. Whitehead 等<sup>[13]</sup>在 1983 年介绍了运用积木式方法对飞机的复合材料主承力结构设计进行强度试验验证的工作;J. Rouchon<sup>[14]</sup>于 1990 年针对复合材料结构适航认证工作,提出了采用积木式方法构建试验金字塔进行强度验证的概念,如图 2(a)所示。

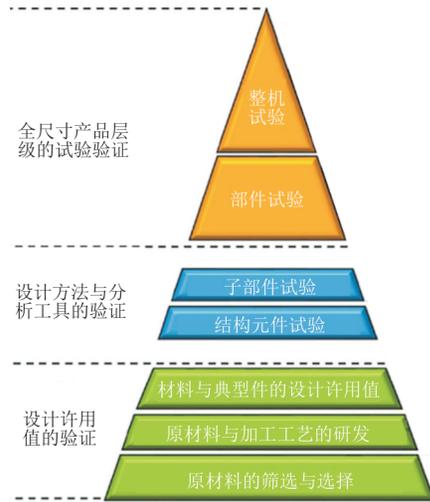
构建试验金字塔的目的是为了在飞机型号研制的过程中,满足相关适航规章对飞机结构开展“基于试验验证的分析”的核心要求。采用此种验证方式,不仅能够对复合材料及其制备工艺的选择、结构设计构型、设计与相应的分析计算工具、连接方法、制造与装配工艺的质量控制(Manufacturing & Processing,简称 M&P)等相关内容开展全面、系统地验证工作,而且能够通过系统地规划,尽可能地在降低研发成本和风险,缩短研发时间的同时,提高和改善设计质量。构建试验金字塔的基本目的在于,在型号研制工作的前期,从较低的层级开展试验验证工作,以尽可能多地获得与型号研发相关的材料、设计、制造和装配工艺的基础数据,充分利用从低层试验获得的具有共性的性能数据与分析方法,作为高层级结构设计的基础,而利用高层级的验证工作解决低层级验证所不能涉及的问题,由此减少总体的研发时间和费用,提高型号整体设计质量,保证制造质量及其系列产品的稳定性与可靠性,最大限度地降低研发过程的风险。

由于进行全尺寸结构的物理试验周期很长、耗资巨大,因此,国外特别注重试验金字塔基础层级的物理试验验证工作。在充分开展低层级试验验证工作的基础上,再运用经过逐级物理试验验证的分析方法来替代部分物理试验,以减少全尺寸结构试验的数量和风险。

由复材手册第三卷(CMH-17-3G)<sup>[15]</sup>所定义三个范畴七个层级的试验金字塔如图 2(b)所示,其中底部的第一范畴包括了材料选择、成型工艺的确定和确定材料性能三个层级。开展这个范畴工作的目的在于确定型号设计的材料,并且为相关设计工作提供对应于经过验证的设计方法和工具所需的各种材料性能参数和设计许用值。第二范畴与飞机结构的构型设计有关,涉及到零部件构型的相关设计方法和分析工具、零部件制造两个层次。这个范畴工作的目的是要保证所采用的相关设计方法能够结合特定的零部件制造和装配工艺,准确预测零部件的关键失效模式和失效载荷,以保证零部件的设计质量。第三范畴则直接关联到所研制的产品集成,包括全尺寸部件和全机产品两个层级。这个范畴的工作目的是在特定的设计载荷工况条件下,对符合制造和装配工艺的全尺寸试样和整机进行试验,以验证所研制的产品能够在给定的设计载荷工况下,充分满足适航条款的适航要求。



(a) Rouchon 的金字塔概念<sup>[14]</sup>



(b) 现在的试验金字塔概念<sup>[15]</sup>

图 2 试验金字塔的过去与现在

Fig. 2 The past and present of test pyramids

在试验金字塔七个层级的验证工作中,每一个层级的验证工作中都需要与更低层级的分析和试验验证结果相结合,来定义和执行当前层级的设计分析和试验验证工作,如图 3 所示。

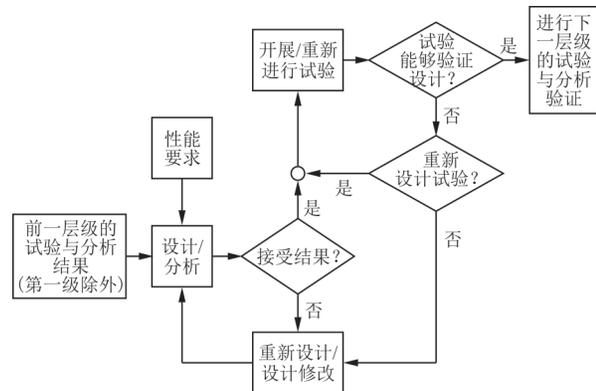


图 3 试验金字塔中每一层级验证工作的流程<sup>[16]</sup>

Fig. 3 In-level verification process in the test pyramid<sup>[16]</sup>

在进行同一个层级的验证工作中,如果所完成的设计结果无法从相应的试验结果中获得验证,或者验证结果不符合预期的设计要求,就必须通过仔细分析来进行判断,确定是否需要调整设计方法或者重新设计试样来开展重复的试验验证。上述分析、验证过程,是一种反复循环迭代的过程。采用这种验证方式的目的在于能够在循环迭代的过程中逐渐地确定合适的分析方法和对应的试验验证方法,从而针对每一层级的零部件可能发生的失效模式的相关设计方法与工具进行试验验证,并且建立获得对应分析方法所需要的设

计许用值的试验方法与合理的试验程序。显然,通过低层级工作获得的验证结果,是继续进行高层级验证工作的基础,而高层级的验证工作应当覆盖低层级验证工作无法涉及到的内容。

EASA 适航规章 21 部 Appendix A to AMC 21. A. 15(b)要求在制定符合性验证计划的过程中,首先需要将相关设计到验证对象区分为“新设计”“相似设计”和“衍生相似设计”三个不同的类型;然后再分别采用“工程评估”“试验验证”“模拟分析”“检查”和“设备考核”等方法中的一种或几种对不同类型的设计对象建立相关的符合性审查计划,并且完成相应的符合性验证工作<sup>[16]</sup>。所谓的“新设计”范畴,不仅包括了材料与制备工艺、挂片、元件、连接接头、面板和装配件构型、操控系统组件、操控系统结构、主要组件、整机各个层级,也包括了进行各层级分析设计所需的方法、工具以及相应的制造和装配工艺。

对于“新设计”内容,可以同时采用“试验验证”和“模拟分析”来进行验证,但对于用来进行

“模拟分析”验证的方法和工具,还需要先经过充分的“试验验证”后才能使用。也就是说,对于新增的验证对象,“试验验证”是完成其符合性验证的根本手段。

对于其他已经通过符合性验证的“相似设计”和“衍生相似设计”内容,则可以通过“工程评估”和“模拟分析”等手段进行验证。上述的验证方式,为开展增量式型号研发提供了可行的途径。

民用飞机的研制流程(Product Development Processes,简称 PDP)通常可以划分为五个阶段:可行性研究,概念和初始设计,详细设计,原型机研制与适航取证,量产。相应的流程也可以进一步细分为 16 个门槛的流程<sup>[17-18]</sup>,如图 4 所示。按照这一流程,在民用飞机设计进入详细设计阶段之前(MG5),应根据 CCAR25 部适航规章中的 305、307、571、603、605、613、619 和 651 等条款的要求,在向局方提交研制型号的适航认证申请之前,准备好设计符合性与制造符合性的验证和审查计划。

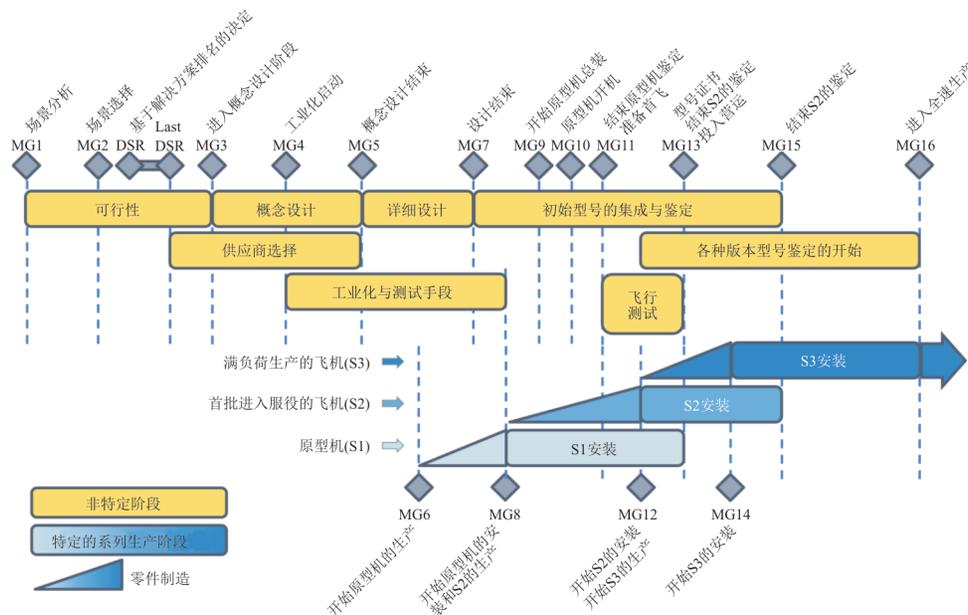


图 4 产品开发流程(PDP)与成熟之门(MGs)的关系<sup>[17-18]</sup>

Fig. 4 Relationship between PDP and MGs<sup>[17-18]</sup>

值得指出的是,在民用飞机的适航取证过程中,除了全机的疲劳损伤容限(Fatigue and Damage Tolerance,简称 F&DT),有效性限制(Limit of Validity,简称 LOV)、广布疲劳损伤(Widespread Fatigue Damage,简称 WFD)以及腐蚀与防护计划(Corrosion Prevention and Control Programme,简称 CPCP)等设计内容的验证工作以

外,大多数设计内容的符合性验证工作都必须在型号获得适航的型号证书之前完成。而通过积木式方法构建试验金字塔的验证途径,不仅适用于设计过程中的载荷及载荷谱的确定、设计分析方法和工具、多层级分析数值模型及其反复的迭代与优化、最终全机产品的“设计符合性”验证,也适用于材料及其制备工艺的选择、零部件的设计与

制造、大小部件装配、制造过程质量控制等与制造过程相关内容的“制造符合性”验证,还包括与在役机队检修质量相关的“维修符合性”验证。对于复合材料结构,其符合性验证的范畴甚至需要向下深入到复合材料预浸料单向带的层级<sup>[19]</sup>。

### 3 开展试验金字塔验证工作的例子

#### 3.1 与紧固件接头失效相关的多层级验证

紧固件接头是飞机中最常见的一种典型连接结构。即使在复合材料使用的重量比达到53%的A350当中,紧固件接头的数量依然超过55 000<sup>[20]</sup>。紧固件接头当中包含了被连接件的原材料和制孔工艺、连接接头的设计构型、紧固件形式以及紧固件与装配孔之间的装配关系等因素。对于连接复合材料的紧固件接头,其性能更是与单向板、层合板、开孔的几何参数与制孔工艺、紧固件类型、接头形式、受载方式等因素密切相关。

对于相同工艺制作的单向板和层合板,其性能差异主要在于层合板的铺层厚度(面密度)和铺层顺序。由于大多数与纤维/树脂组合和固化工艺相关的微观缺陷基本相同,因此采用失效准则+经典层板理论+单向板的材料性能就可以来表征层合板的性能。采用这样的组合方式,一方面可以大量减少层合板性能测试的数量,保证足够数量的单向板性能测试,以获得足够置信度的材料性能数据;另一方面可以准确地分析在曲面结构上,各铺层相对角度由于结构曲面的存在所发生的变化对层合板性能所带来的影响。

值得指出的是,不同厚度也就是不同面密度的预浸料,对于单向板或者层合板性能有显著的影响。已有的研究表明,除了层间开裂性能以外,层合板的强度指标会随着铺层面密度的减少而增加。这种现象主要是由于铺层较薄时,铺层的微观性能更为均匀,从而使得相应的层合能够表现出更好的强度性能。但是,层合板的层间开裂性能也会随着铺层面密度的下降而下降<sup>[21]</sup>。

对于复合材料开孔层合板,其失效破坏性能不仅与层合板的基础性能密切相关,也与开孔板的受载方式、相对几何构型尺寸和制孔方式等密切相关。对于开孔板,如果板厚相比于孔径的尺寸足够大,其制孔过程对孔边材料造成的损伤可以区分为三个区域。在制孔刀具切入层合板的表

层时,刀具对表面的铺层会产生向上剥离的作用,在开孔靠近切入表面的孔边区域造成一定范围的层间开裂损伤。刀具在开孔厚度方向的中部区域则主要会产生切削损伤。而在层合板的底部区域,刀具会对靠近底层的铺层产生顶出作用,从而在孔板的底部区域产生顶出型的层间开裂损伤。这三个区域的大小,主要是与板厚有关,中部损伤区域的厚度会随着板厚的减少而减少,并有可能消失。这三个区域大小的变化会给开孔板的破坏模式和特征带来不同程度的影响作用。开孔过程在层合板靠近上下表面造成的层间开裂区域的大小,直接与制孔刀具的形式、制孔工艺的参数和制孔过程中层合板的被夹持状态等因素密切相关<sup>[20]</sup>。

复合材料开孔板在拉伸失效过程中的失效模式主要是纤维拉断和层间开裂,而复合材料开孔板压缩的破坏模式则包含了四种模式:纤维断裂,树脂基体开裂,层间开裂,纤维与树脂基体的组合损伤。显然这些失效模式都是开孔层合板所特有的,开孔板失效的验证层级就在单向板和层合板之上<sup>[22]</sup>。在建立开孔板的失效分析方法并加以验证以及针对开孔板的不同失效模式确定相应的设计许用值的过程中,都需要开展相应的试验工作。

复合材料紧固件接头的失效模式更为复杂。影响其失效模式的因素不仅包含了影响单向板、层合板和开孔板失效的各种因素,而且还包括紧固件接头的组合形式、受载方式、接头的装配关系、表面状态和预紧力等因素。因此,复合材料紧固件接头的失效问题更是在单向板、层合板、开孔板的层级之上。由于紧固件接头失效过程的影响因素众多,失效模式也与受载方式密切相关。到目前为止,还没有十分成熟的分析方法能够准确地计算复合材料紧固件接头在不同失效阶段的载荷分配状态和失效载荷。由此可见,进行紧固件接头的失效分析,需要解决单向板、层合板、开孔板和接头四个层级的分析方法的试验验证工作,并且通过相应的试验来获得对应于相关分析方法的设计许用值。

#### 3.2 复合材料加筋壁板渐进损伤分析方法的验证

采用积木式方法构建的针对复合材料加筋壁板的渐进损伤分析方法强度验证的试验金字塔如

图 5 所示。壁板屈曲采用帽型长桁加强的复合材料机身壁板的典型初始失效模式之一。壁板发生屈曲之后,不仅有可能在特定的铺层产生局部的微观损伤,而且壁板的屈曲会对壁板—长桁结构产生面外载荷,从而有可能在壁板与长桁结合面的薄弱环节处诱发层间开裂,破坏长桁与壁板的连接关系,进而导致机身壁板和长桁的结构完整性发生破坏。因此,在进行复合材料机身壁板结构的设计过程中,首先需要根据全机模型,确定机身壁板可能承受的各种载荷工况及其对应的失效模式。在此基础上建立能够分析对应于各种载荷工况条件下的失效分析方法和模型;然后再对分析方法、模型和相应的失效模式逐步进行分解,直至材料级别。这一自上而下的结构分析模型的多层级分解、简化和建模的过程,其核心就是要自上而下地逐级确认高层结构的强度能够通过低层模型的有效组合,来呈现高层级结构的组合失效模式,进而实现进行高层结构强度分析的目的。

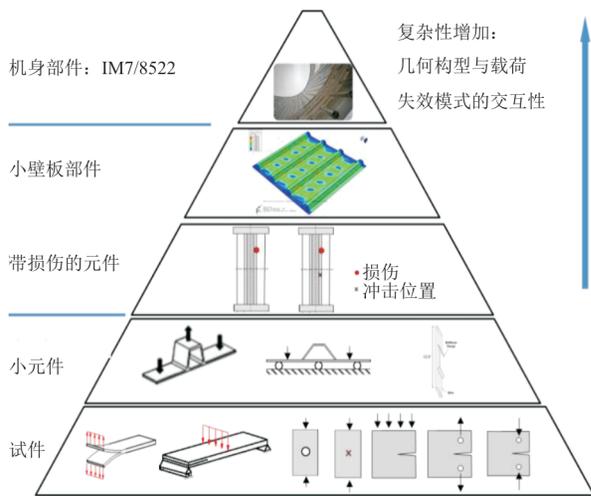


图 5 加筋壁板渐进损伤分析方法的试验金字塔规划<sup>[23]</sup>  
Fig. 5 Test pyramid for stringer stiffened panel methods<sup>[23]</sup>

在建立了多层级壁板结构的分析方法和模型之后,就应当根据相应的方法和模型,通过试验来确定运用这些方法进行分析所需的各种材料参数和设计许用值,并且进一步通过试验来验证采用所对应的方法和模型进行分析能够获得与试验结果相符的分析结果,从而满足开展有试验支持的结构分析设计的基本适航规章要求。

对于复合材料壁板的设计分析,除了需要层合板计算所需的基本材料性能之外,另一项基本分析技术就是层间开裂分析技术。为此,在材料

层级就必须获得相应的层间开裂性能参数。无论是运用解析方法还是数值方法,采用这些层间开裂的性能参数进行层间开裂性能分析,所获得的分析结果都应当与验证试验的结果保持一致。相应的验证试验包括图 5 所示的试件(DCB, ENF, MMB 等试验)、小元件(三点弯曲、四点弯曲和对带帽型长桁的壁板进行七点弯试验测试和端部压缩试验)、带损伤的长桁壁板的破坏试验、不同数量长桁、框架与壁板组合件的屈曲试验等。每个层级的试验,其试验验证的目的在于自下而上的验证过程中逐渐趋于复杂,每个高层级的试验验证工作,都包含有在低层级验证试验中所无法覆盖的内容,而所验证的分析方法则需要能够覆盖不同层级对应于关键失效模式的设计计算。在开展各个层级的验证工作时,验证试验和对应的分析模型都需要通过不断的迭代过程来逐渐完善设计分析方法和验证试样的构型,最终建立对应层级中能够准确预测关键失效模式、失效载荷的分析方法和计算工具。

#### 4 美军试验金字塔验证工作的概况

自从美军在其军机研制、运行和维修的过程中实施结构完整性大纲(ASIP)以来,积木式方法就一直被用作强度验证规划和开展试验工作的工具<sup>[12]</sup>。采用积木式方法构建的 F-35 的试验金字塔如图 6 所示,不包括进行材料基本性能表征的试验数量和全机的试验数量<sup>[24]</sup>。

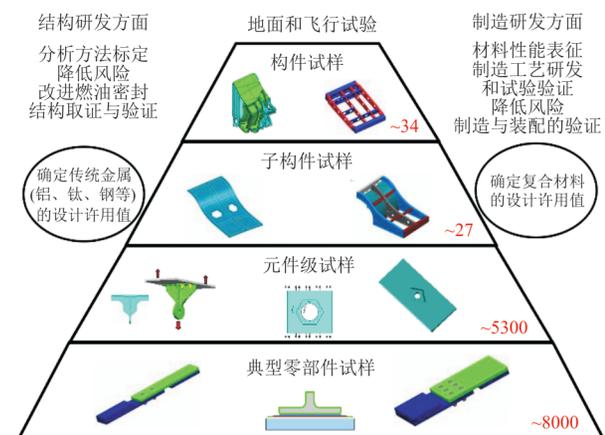


图 6 F-35 研制开始时的试验验证金字塔规划<sup>[24]</sup>  
Fig. 6 Test pyramid planning for F-35 verifications<sup>[24]</sup>

对美军机在 2016 年之前所开展的各种军机试验验证工作的统计结果如表 1~表 4 所示。

表1 试验金字塔中各层级试验数量的统计结果<sup>[25]</sup>Table 1 Test pyramid breakdown by test level<sup>[25]</sup>

层级	研发型号的平均试验量			试样量变化范围	
	平均值	数量比率/%	费用占比/%	最小值	最大值
挂片	14 211	74.40	5.7	11 260	22 083
元件	4 585	24.00	12.4	3 393	6 066
子部件	279	1.46	15.4	45	590
部件	15	0.08	8.8	3	35
全尺寸	2	0.01	57.7	2	2

从表1可以看出:挂片(典型零部件)级的平均试验数量所占比例接近试验金字塔试验总数的四分之三,而元件级的平均试验数量所占比例接近试验金字塔试验总数的四分之一;这两个层级所进行过的平均试验数量超过了平均试验总数的98%,所花费的平均试验费用之和不到总试验费用的19%。虽然全机试验的数量在试验数量上所占的比例极小(都只进行一架全机静力和一架全机疲劳试验),但是其平均试验费用则接近总试验费用的60%。全尺寸大部件的平均试验数量在试验金字塔的总试验数量所占的比例也极小,但是其平均试验费用也接近总试验费用的10%。

表1所列举的统计数据并没有包括材料级的试验数量和费用,同时大多数型号研制都是采用增量式的试验验证规划。也就是说,在某一型号研制的过程中,如果相关的试验验证工作在过去的型号研制过程中已经开展过,其相似内容的试验验证工作则会尽量地缩减或者取消。对照图6所示的F-35试验金字塔,其挂片级的试验数量明显低于表1所示的最小统计结果。其原因是在进行F-35的设计和试验验证规划时,所选用的大多数材料和挂片都选择了在过往的型号研制过程中已经经过了充分验证的比较成熟的材料和零件的构型设计。

表2 试验金字塔中不同试验目的的统计结果<sup>[25]</sup>Table 2 Test pyramid breakdown by test purposes<sup>[25]</sup>

试验内容	研发型号的平均试验量			试样量变化范围	
	平均值	数量比率/%	费用占比/%	最小值	最大值
许用值	14 284	74.8	26.8	8 716	21 635
分析验证	2 306	12.1	25.8	863	3 712
维修	825	4.3	1.6	0	1 888
降低风险	614	3.2	25.1	85	1 771
适航验证	43	0.2	19.8	7	97
其他	1 020	5.3	1.0	0	2 585

表2中的试验内容包括了设计许用值、设计分析与计算方法和工具的验证、维修方案的验证、降低风险的验证以及适航验证等。在所进行的设计许用值、设计分析与计算方法和工具的验证方面,其平均试验数量所占的比例接近了平均试验总数的87%,而其试验费用所占的比例不到总试验费用的53%。用于适航验证的平均试验数量占比只有0.2%,而试验费用占比则接近20%。相比之下,用于降低研发风险的试验,无论在试验数量还是费用上均超过了适航验证试验。

表3 试验金字塔中不同试验对象的统计结果<sup>[25]</sup>Table 3 Test pyramid breakdown by test objectives<sup>[25]</sup>

试验对象	研发型号的平均试验量			试样量变化范围	
	平均值	数量比率/%	费用占比/%	最小值	最大值
复材结构	10 769	56.4	39.0	4 991	17 372
金属结构	2 931	15.4	15.1	1 020	6 373
紧固件	3 149	16.5	18.9	1 845	5 379
粘接件	264	1.4	0.3	54	453
蜂窝结构	1 854	9.7	6.2	400	3 894
其他	125	0.7	0.3	7	293

从表3可以看出:复合材料结构试验无论在试验数量还是费用上的占比都是最大的,反映了复合材料在飞机结构应用比例不断增长的发展历程。另外,表3中有关紧固件试验的数量和费用都占有相当大的比例。

表4 试验金字塔中试验类型的统计结果<sup>[25]</sup>Table 4 Test pyramid breakdown by test types<sup>[25]</sup>

试验类型	研发型号的平均试验量			试样量变化范围	
	平均值	数量比率/%	费用占比/%	最小值	最大值
静力	12 890	67.5	44.5	10 471	18 360
等幅疲劳	1 518	8.0	4.7	312	2 452
变幅疲劳	1 694	8.9	16.3	208	2 240
损伤容限	1 007	5.3	13.6	293	2 552
缺陷影响	827	4.3	2.6	247	1 939
其他	1 155	6.0	18.3	0	2 428

从表4可以看出:静力试验的数量和费用的占比最高,其次是载荷谱下的疲劳耐久性试验,损伤容限试验数量的占比位居第五,但是其试验费用的占比却排在第四位。这也说明损伤容限试验比较复杂,需要较多的费用予以支持。关于缺陷对结构性能所产生影响作用的试验工作,数量和费

用的占比也在 5% 左右,这说明国外在缺陷对于飞机结构强度的影响作用方面也十分重视。

## 5 虚拟试验替代部分物理试验的趋势

### 5.1 适航规章对强度验证的基本要求

适航规章对于强度验证的基本要求是开展有试验支持的设计分析<sup>[12,16]</sup>。正如本文 2.2 节所介绍的,物理试验是验证“新”设计内容的根本手段。由于物理试验的实施需要耗费大量的人力、物力和时间,因此在计算能力不断提高和改善的状态下,充分地利用计算资源来替代部分物理试验的努力一直都在进行,其目的是在于通过开展“虚拟试验”来节省大量的研发费用,缩短研发周期和降低研发风险。

### 5.2 虚实融合强度验证试验金字塔的考量

采用积木式方法构建强度验证的试验金字塔,是一种循序渐进、不断完善飞机结构设计,逐步实现增量式研发的有效工程手段。其应用过程贯穿了飞机型号研制和应用的整个生命周期。试验金字塔的构建,既可以应用于整个型号的研制与强度验证,又可以用来验证“新”部件的研制,“新”设计构型、“新”设计方法和计算工具的开发,“新”制造、装配工艺的实施,“新”维修技术的应用,和“新”延寿方法的探索等。其本质在于,物理试验始终是“新”概念的基本验证手段。在设计分析方法和计算工具不成熟的阶段,如果通过直接的物理试验能够证实各种“新”技术手段可以保证飞机的使用安全,其验证结果依然可以满足适航规章的基本要求。

由于开展物理试验验证,无论是从规划、实施和完成验证工作,都需要耗费大量的人力、物力、财力和时间。在飞机研制的规模越来越大和越来越复杂的状态下,单纯进行物理试验验证的难度显然会迅速增加甚至难以承受。而在计算资源和计算能力飞速发展的今天,充分运用“虚拟”分析技术来替代部分物理试验验证工作,必然会成为一种趋势和选择。但是,从飞机使用的角度来考量,减轻结构重量和充分保障安全始终是一对不可避免的矛盾。由于影响飞机结构安全的因素众多,而在进行计算分析过程中不可避免地存在各种计算条件的简化,因此在应用“虚拟试验”技术

的过程中,必须首先对“虚拟试验”的分析技术和计算工具进行严格的物理试验验证,以充分确定应用“虚拟试验”所需满足的各种边界条件。采用积木式方法开展相关“虚拟试验”技术的验证工作,就是兼顾型号研发工作的经济性和可靠性的有力手段。由此可见,在虚拟试验技术的开发过程中,对虚拟试验技术进行的多层级物理试验验证工作,依然是保障型号研制安全不可缺失的必要环节。也只有这样,才能充分满足适航规章对大型运输机研制的核心要求:开展基于试验支持的分析工作。

“虚拟试验”的本质是采用经过充分物理试验验证的计算分析技术来进行结构失效分析的方法。积木式方法依然是完成虚拟试验技术开发和验证工作的基本手段。采用积木式方法构建试验金字塔完成飞机结构设计虚拟试验技术的验证工作,对于缩短研发周期,充分利用计算资源降低研发成本和风险意义重大。采用积木式的方法,从单一因素的基础分析方法开始进行物理试验验证,随着金字塔层级的不断提高,其影响分析对象的因素和复杂性也在不断提高。采用积木式方法逐级建立虚拟试验的技术并且完成相应的物理试验,即使在各层级分析方法不是十分完善的前提下,依然能够通过不断循环迭代的低层级验证工作,来保证高层级复杂系统的安全性和可靠性。

随着数值分析技术的不断发展,计算能力的不断提高,计算成本的不断下降,在开展了充分验证虚拟试验验证工具的基础上,国外的虚拟试验技术在试验金字塔验证工作中的应用得到了迅速发展。由于采用经过物理试验验证的虚拟试验技术,可以给飞机型号的强度验证过程带来各种效益,应用场景也从型号验证本身,逐步拓展到了试验台架的数字孪生设计。这样的发展趋势,使得国外在全尺寸的整机和部件级别的物理试验验证费用,已经降低到了型号研制总体试验验证费用的 50% 以下,而且还有进一步的压缩空间<sup>[26]</sup>。

### 5.3 采用虚拟试验完成强度适航验证的例子

采用“虚拟试验”替代物理试验最为成功的一个例子是 2006 年空客公司在 A380 的静强度试验过程中一对机翼在 147% 的限制载荷下发生破坏后,采用“虚拟试验”的方法完成了 A380 机翼结构的适航认证工作<sup>[27]</sup>。这项工作采用积木式方法,

从金属与非金属的材料性能表征开始,经历了紧固件接头和粘接接头的元件级虚拟分析方法的物理试验验证,全尺寸的长桁蒙皮接头的拉脱和剪切破坏的模拟分析,再到弯曲过程中结构梁上蒙皮的屈曲破坏模拟技术的物理试验验证,直到最后机翼结构破坏载荷的模拟分析,从而完成了完整的虚拟试验分析方法的多层级物理试验验证。在此基础上,再通过更改发生破坏关键部位的结构设计,用同样的分析方法证明了修改后的机翼结构能承受150%以上的限制载荷而不会发生整体破坏。上述完整的金字塔式的验证工作,说服了适航当局通过了静强度适航验证,从而避免了直接采用修改设计后的机翼再次进行破坏性试验,由此节约了大量的研发经费和可能长达数年的再次进行物理试验验证的时间。

A380在适航取证过程中,采用虚拟试验的方法用于避免进一步的全尺寸静强度试验,并不意味着全尺寸静强度的物理试验验证能够被虚拟试验所替代。利用虚拟试验分析成功地帮助A380完成了适航规章静强度验证的实践,其还是建立在进行充分的多层级物理试验验证的基础上。为了说服适航当局,相关的虚拟试验工作是建立在采用积木式方法完成两部分验证工作的基础上的。第一部分工作首先是对147%限制载荷下发生破坏的全尺寸机翼进行了详细的失效分析,逐步确定了机翼发生渐进失效的顺序,发生失效的关键部位、相关零件以及从最初的零部件失效破坏到整个机翼的结构完整性发生最终破坏的全过程。在此基础上,再采用经过了多层级物理试验验证的虚拟试验分析模型,准确地再现了机翼发生破坏的渐进失效过程。第二部分工作则是在完成第一部分虚拟试验分析工作的基础上,针对已经明确了的关键失效部位和关键失效机制,提出了结构增强的改进设计方案,并且采用相似的多层级虚拟试验分析模型,证明飞机的整体结构能够承受超过150%的限制载荷而不发生灾难性的破坏。由于这两部分的虚拟试验分析结果都有充分的物理试验结果做支持,而147%~150%的限制载荷的差距又十分有限,所完成的虚拟分析结果具有足够的可靠性和置信度,从而满足了进行有试验支持的适航规章要求分析。上述虚拟试验验证过程进一步说明了进行充分的多层级物理试验验证是取得虚拟试验成功的必要条件。

## 6 结束语

积木式方法是一种在复杂产品研制过程中在有限的时间和资金的条件下促使研发获得成功的有效方法。在飞机研制过程中,采用积木式方法构建验证飞机结构强度的试验金字塔,可以把复杂的飞机结构逐级分解到能够实现简单辨识的基础层级,然后从底层开展自下而上的建模工作,并且通过逐级循环迭代的试验验证方式,来确定可靠的设计分析方法和计算工具,进而完成复杂飞机结构的设计研制工作。

强度验证试验金字塔的构建,是飞机型号研制工作的一个重要组成部分。对国外军机强度验证试验金字塔历史统计结果显示,大量的物理试验工作集中在挂片级和元件级的层面,其数量占比超过试验总数的98%,但其经费占比不到型号研制费用的19%。而设计方法和工具的验证也是试验验证金字塔中的一个重要组成部分。

充分利用日益强化的虚拟试验技术开展相应的强度验证工作,是开展型号研制及其基础层级验证工作的一个发展趋势。开展虚拟试验验证工作的前提在于使用虚拟试验的方法和工具,其本身必须要先经过充分的物理试验验证。

### 参考文献

- [1] 王彬文,陈先民,苏运来,等.中国航空工业疲劳与结构完整性研究进展与展望[J].航空学报,2021,42(5):6-44.  
WANG Binwen, CHEN Xianmin, SU Yunlai, et al. Research progress and prospect of fatigue and structural integrity for aeronautical industry in China[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(5): 6-44. (in Chinese)
- [2] 崔德刚,鲍蕊,张睿,等.飞机结构疲劳与结构完整性发展综述[J].航空学报,2021,42(5):71-92.  
CUI Degang, BAO Rui, ZHANG Rui, et al. Development of aircraft structural fatigue and structural integrity: review [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(5): 71-92. (in Chinese)
- [3] SILLS J W, ALLEN M S. Historical review of "building block approach" in validation for human space flight [C]// 2020 Society for Experimental Mechanics Conference. [S.l.: s.n.]: 2020: 1-6.
- [4] RAJU I S, KNIGHT N F, SONG K, et al. Fracture mechanics analyses of the slip-side joggle regions of wing-leading-edge panels: NASA/TM-2011-216878 [R]. US: NASA, 2011.
- [5] SCHWER L E. Verification and validation in computational solid mechanics and the ASME Standards Committee [J]. WIT Transactions on the Built Environment, 2005, 84:

- 109-117.
- [6] MATSUMARA T, HAFTKA R T, KIM N H. Contribution of building-block test to discover unexpected failure modes [C] // 52nd AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Denver: AIAA, 2011: 1-18.
- [7] BLAIR J C, RYAN R S, SCHUTZENHOFER. Lessons learned in engineering: NASA-CR-2011-216878[R]. US: NASA, 2011.
- [8] NEGAARD G R. The history of the aircraft structural integrity program, aerospace structures information and analysis center: 680.1B[R]. Dayton: Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, 1980.
- [9] LIN J. Durability and damage tolerance analysis methods for lightweight aircraft structures: review and prospects[J]. International Journal of Lightweight Materials and Manufacture, 2022, 5: 224-250.
- [10] United States Air Force. Aircraft structural integrity program, airplane requirements: MIL-STD-1530[S]. Pentagon: United States Air Force, 1972.
- [11] Federal Aviation Administration. Aircraft structural integrity program: MIL-STD-1530D CHG-1[S]. US: Federal Aviation Administration, 2016.
- [12] 林建鸿, 王彬文. 飞机疲劳失效适航规章演变历程回顾[J]. 航空科学技术, 2022, 33(3): 39-51.  
LIN Jianhong, WANG Binwen. Evolution history of airworthiness regulations for aircraft structural fatigue designs[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(3): 39-51. (in Chinese)
- [13] WHITEHEAD R S, DEO R B. A building block approach to design verification testing of primary composite structure [C]// 24th AIAA Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. US: AIAA, 1983: 1-6.
- [14] ROUCHON J. Certification of large airplane composite structures, recent progress and new trends in compliance philosophy [C]// 1990 ICAS Congress. US: ICAS, 1990: 1439-1447.
- [15] Department of Defense. Polymer matrix composites: materials usage, design, and analysis: Vol. 3[S]. US: Department of Defense, 2012.
- [16] EASA. CS Part 21, appendix A to AMC 21. A. 15(b) means of compliance codes, regulation (EU): 748/2012, 2022[R]. Berlin: EASA, 2022.
- [17] PARDESSUS T. Concurrent engineering development and practices for aircraft design at airbus [C]// 24th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. Yokohama: ICAS, 2004: 1-9.
- [18] MAS F, GOMEZ A, MENENDEZ J L, et al. Proposal for the conceptual design of aeronautical final assembly lines based on the industrial digital mock-up concept [C]// 2013 International Federation for Information Processing. US: Product Lifecycle Management for Society, 2013: 10-19.
- [19] ASHFORTH C, ILCEWICZ L. Certification and compliance considerations for aircraft products with composite materials[M]// Anon. Reference module in materials science and materials engineering. Berlin: Springer, 2018: 1-8.
- [20] FARAZ A, BIERMANN D, WEINERT K. Cutting edge rounding: an innovative tool wear criterion in drilling CFRP composite laminates [J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2009, 49(15): 1185-1196.
- [21] ARTEIRO A, FURTADO C, GATALANOTTI G, et al. Thin-ply polymer composite materials: a review[J]. Composite Part A, 2020, 132: 105777.
- [22] WISNOM M R, HALLETT S, SOUTIS C. Scaling effects in notched composites[J]. Journal of Composite Materials, 2010, 44(2): 195-210.
- [23] WANTHAL S, SCHAEFER J, JUSTUSSON B, et al. Verification and validation process for progressive damage/failure analysis methods in the NASA advanced composites consortium [C]// 2017 American Society for Composites Conference. US: IEEE, 2017: 1-7.
- [24] YATES J B, BURT R J. F-35 aircraft structural integrity program overview[R]. US: JSF, 2006.
- [25] NORWOOD D S, HAHN G L, WIPPICH-DIENHART R J, et al. A historical assessment of building block development test programs for modern military aircraft [C]// 57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures Structural Dynamics, and Materials Conference. San Diego: AIAA, 2016: 1-8.
- [26] CHISHOLM S M, CASTRO J F, CHAPMAN B D, et al. Smarter testing through simulation for efficient design and attainment of regulatory compliance [C]// 2019 Structural Integrity in the Age of Additive Manufacturing. US: International Committee on Aeronautical Fatigue, 2019: 292-307.
- [27] OSTERGAARD M G, IBBOTSON A R, ROUX O L, et al. Virtual testing of aircraft structures [J]. CEAS Aeronautical Journal, 2011(1): 83-103.

#### 作者简介:

林建鸿(1964—),男,博士,秦岭特聘专家。主要研究方向:飞机结构的强度设计与适航认证,基于试验金字塔的金属与复合材料物理试验与虚拟试验相结合的数字孪生,多尺度飞强度分析方法与工具的开发与验证,疲劳损伤容限、广布疲劳损伤和有限限制寿命的确定,在役机队持续适航的保证,客改货结构强度的适航认证等。

(编辑:丛艳娟)