基于积木式的飞艇桁架式复合材料龙骨结构验证方法

李元章，鲁国富，任三元，肖　鹏
（中国特种飞行器研究所，荆门　448035）

摘要：根据复合材料结构积木式验证方法，结合飞艇桁架式龙骨的结构特点，提出了飞艇桁架式复合材料龙骨的验证思路和结构设计与强度验证的步骤。以某飞艇的桁架式复合材料龙骨结构强度的验证为例，对上述方法进行了从元件级到部件级的试验验证、数值验证及其结果的对比分析。结果表明所建立的桁架式复合材料结构的 Nastran 有限元分析模型满足工程需要，飞艇桁架式复合材料龙骨可以采用积木式方法进行验证。

关键词：复合材料；积木式验证；飞艇；桁架；龙骨
中图分类号：TB332　　**文献标识码**：A　　**文章编号**：2096-8000(2020)01-0067-05

1　前　言

飞艇是轻于空气的飞行器，龙骨结构为飞艇中的重要结构，用于连接飞艇附属结构与气囊，并将集中载荷扩散至气囊上。

在满足使用要求的前提下，实现大型浮空器龙骨结构优化设计，可采取下列技术途径：采用高比强度和比刚度的材料体系；选择高效的结构形式；合理利用复合材料性能的各向异性；开发利用先进复合材料整体成型技术[1]。目前，轻质桁架式复合材料龙骨已在飞艇产品有所应用，例如德国 Zeppelin NT 飞艇中大量采用了轻质桁架式结构作为飞艇的骨架结构[2]。

相比军用飞机的合格鉴定和民用飞机的适航取证而言，飞艇作为一种特殊的飞行器，其复合材料结构还没有一种确需执行的鉴定手段。针对飞艇复合材料桁架式龙骨结构的特点，参考飞机复合材料结构的验证方法[3-5]，提出了一套由分析过程支持，通过积木式验证试验及全尺寸强度分析证实的保证结构合格的方法，以某飞艇的桁架式复合材料龙骨结构强度的验证为例，对上述方法进行了从元件级到部件级的试验验证、数值验证及其结果的对比分析，选取了其中一些典型试验和分析情况进行了介绍。结果表明桁架式复合材料结构的 Nastran 有限元模拟验证分析方法合理。

2　飞艇桁架式复合材料龙骨结构验证方法

基于复合材料结构积木式验证方法[3]，结合飞艇桁架式龙骨的结构特点，飞艇桁架式复合材料龙骨的验证可采取如下方法：逐级验证，总体分析采用一维单元，局部分析采用二维单元；双线并举，开展理论分析和结构试验，分析与试验相互印证。因而得出对于复合材料龙骨结构的设计与验证基本步骤为：

(1)选用复合材料的材料体系；
(2)龙骨结构的初步设计；
(3)复合材料层合板铺层设计；
(4)层合板有限元分析和层合板试验；
(5)杆件的截面选形与设计；
(6)龙骨结构全尺寸有限元建模；
(7)杆件有限元分析和杆件有限元分析试验；
(8)部件有限元分析和部件试验；
(9)全尺寸有限元分析和全尺寸试验；
(10)通过结果的比较和对有限元分析方法的修正，获得与试验结果相符合的龙骨结构有限元模型和经试验验证了的计算分析方法；
(11)龙骨三维数字样机。

3　某飞艇桁架式复合材料龙骨结构强度验证

某飞艇龙骨结构采用了复合材料桁架式结构的形式，见图 1。

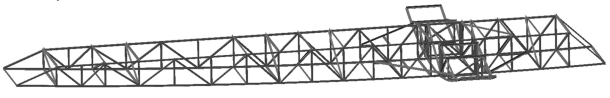


图 1　某飞艇复合材料龙骨结构示意图
Fig. 1　Structural sketch of composite keel for an airship

收稿日期：2019-03-12
基金项目：工信部民机科研项目（MJ-2016-F-09）
作者简介：李元章（1987-）男，工程师，主要从事飞行器结构强度与试验方面的研究，liyz336@163.com。

3.1 铺层材料及其力学性能

龙骨主要结构件选用材料由碳纤维增强环氧树脂基体复合材料 T700/BA9913 固化成型[5]，单层力学性能如下：$E_{11}=128000$ MPa，$E_{22}=7530$ MPa，$\upsilon_{12}=0.30$，$G_{12}=G_{23}=G_{13}=4250$ MPa。

T700/BA9913 的单层为二维正交各向异性材料，铺层主方向为梁的轴线方向，铺层顺序为$[-45/0_2/-45/0_2/90/0]_s$。

3.2 元件级复合材料静强度验证

元件级多项目试验内容包括：

(1)标准开孔层压板拉伸试验；

(2)标准无缺口层压板拉伸试验；

(3)标准开孔层压板压缩试验；

(4)单排螺栓搭接试验；

(5)双排螺栓搭接试验；

(6)T 型连接螺栓搭接试验。

选取标准无缺口层压板拉伸试验结果进行弹性模量对比分析，选取 T 型连接螺栓搭接强度验证为例进行有限元方法的验证分析，其余试验和分析方法与此类似。

T 型连接螺栓搭接为 T 型截面型材与 L 型截面型材垂直搭接而成，搭接处采用两个 M4 的螺栓连接。

(1)标准无缺口层压板拉伸试验结果分析

根据铺层顺序及单层材料力学性能计算得到层合板的等效主弹性模量[3]为：$E_{11}=88300$ MPa，$E_{22}=29700$ MPa。

标准无缺口层压板拉伸试验结果见表 1。每个试验件取 10 个点并取对应的载荷值，通过最小二乘法拟合数据给出了表 1 中的弹性模量，取试验结果平均值 92207 MPa，相比于层合板主弹性模量计算值 88300 MPa 误差为 5%，试验值相对于等效主弹性模量理论值偏大。

表 1 标准无缺口层压板拉伸试验结果

Table 1 Tensile test results of standard notched laminates

编号	试件宽度/mm	破坏载荷/N	应变仪数据/με	破坏应力/MPa	弹性模量/MPa
W1	19.02	55110	10643	1096	110250
W2	19.12	66835	16124	1324	87822
W3	18.94	62511	14774	1247	92207
W4	18.82	64085	16618	1286	82998
W5	18.80	64016	15714	1285	87759

(2)T 型螺栓搭接拉伸试验验证

L 型材长度为 150 mm，有连接孔的底板尺寸示意图见图 2，连接孔直径为 4 mm，底板和立板板厚为 2 mm，板宽为 30 mm。

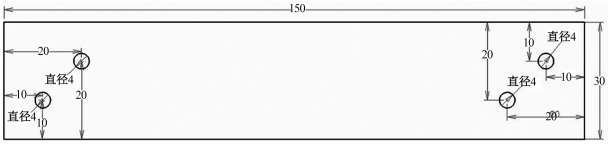


图 2 L 型材带螺栓孔底板示意图

Fig. 2 Schematic diagram of dimension of L section plate with bolt hole

T 型螺栓搭接拉伸试验的安装如图 3 所示。

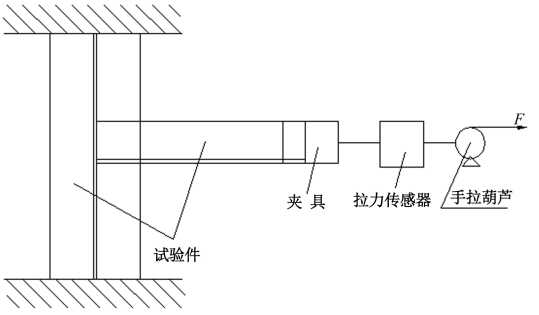


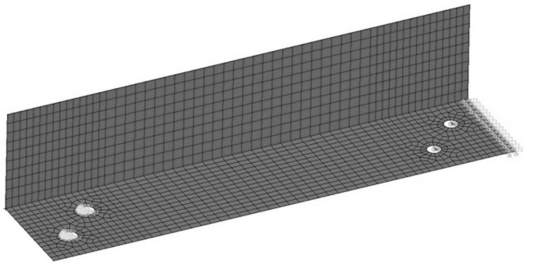
图 3 T 型搭接拉伸试验示意图

Fig. 3 Schematic diagram of T-type lap tension test

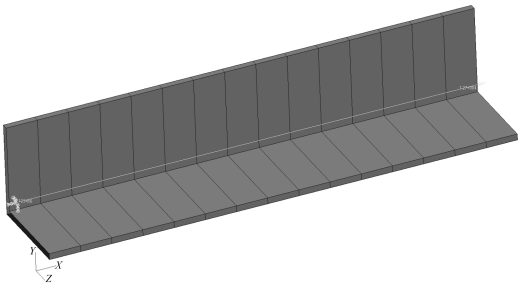
(3)L 型材 T 型连接螺栓搭接有限元分析

建立 L 型材 T 型连接螺栓搭接的 Nastran 二维壳元和一维梁元有限元模型。依既定铺层顺序对材料进行铺层建模，网格及约束见图 4(a)。

建立 L 型材 T 型连接螺栓搭接的 Nastran 一维梁元有限元模型。BEAM 梁单元截面按实际截面尺寸，材料属性按层合板等效主弹性模量 $E_{11}=88300$ MPa 为弹性模量的各向同性材料输入，网格及约束见图 4(b)。



(a) Shell



(b) Beam

图 4　L 型材 T 型搭接网格

Fig. 4　L section plate T-type lapped grid

(4)L 型材 T 型连接螺栓搭接结果对比分析

由于应变片粘贴在 L 型材底部腹板中部,应变片方向沿型材主轴方向,故有限元结果中也取此处 0°层的 x 方向应变结果。L 型材 T 型连接螺栓搭接拉伸试验结果与有限元模拟分析结果对比见表 2。

表 2　试验结果与有限元分析结果对比

Table 2　Comparison of test results with finite element analysis results

试件编号	破坏载荷/N	试验应变/με	二维壳 FEM 应变/με	一维梁 FEM 应变/με
L1	13109	2031	2365	2750
L2	13680	2512	2420	2871
L3	11620	2305	2052	2442
L4	10360	1934	1832	2178
L5	13928	2742	2464	2926
均　值	12539	2305	2227	2633

根据表 2 的结果对比可知:

(1)由于实际复合材料层合板力学性能具有分散性,实测应变数据并没有呈线性分布,而有限元计算由于模型的统一性,其计算结果呈线性分布,实测应变数据在二维壳元有限元计算结果附近上下波动,对于与试验中测得的应变值相比较的误差,二维壳元有限元分析计算结果的误差比一维梁元有限元结果的误差小;

(2)一维梁元有限元结果与试验值相比偏大,因此采用一维梁元的有限元结果会使强度更保守;

(3)实践表明,一维梁元模拟方法所需单元远远小于二维壳元的模拟方法,即采用一维梁元模拟所需消耗的资源更少;

综上所述,采用等效弹性模量的均质各向同性材料梁单元替代各向异性的复合材料壳元来模拟以轴向受载为主的复合材料杆梁是合理的,精度在一般范围内是足够的,所设计的结构会偏于安全。

3.3　龙骨发动机吊挂验证

对龙骨吊挂区域强度有较大影响的工况进行了试验,试验项目为:向下 3.0 g 极惯性载荷试验;侧向 1.0 g 极惯性载荷试验。飞艇发动机通过 8 个连接接头吊挂在横向龙骨的两侧,接头布置在横向龙骨底部桁条上。试验件由横向龙骨和发动机架组成。龙骨发动机吊挂区域中间段的 8 个点约束其所有平动转动自由度。与龙骨发动机吊挂区域连接的 8 根长杆端头采用单螺栓约束。建立的龙骨发动机吊挂试验有限元分析模型如图 5 所示,全部简化为 BEAM 单元。

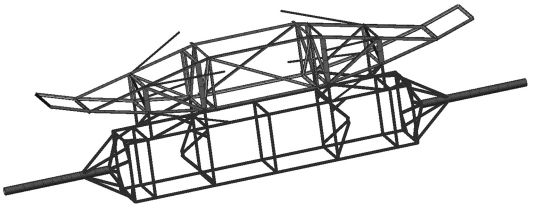


图 5　龙骨发动机吊挂试验有限元模型示意图

Fig. 5　Schematic diagram of FE model for hanging test of keel engine

对八根斜撑杆及龙骨与气囊及吊挂发动机处进行固支约束。有限元模型上作用载荷与试验载荷相同,发动机重力以节点力方式施加,发动机推力及力矩同样采用节点力和节点力矩施加。将施加载荷工况后的数学力学模型运用 Nastran 分析计算后,得到各单元应变。

龙骨发动机吊挂段试验与有限元模拟分析结果对比见表 3、表 4。

表 3　向下 3.0 g 工况试验结果与有限元分析结果应变对比

Table 3　Comparisons of test results and finite element analysis results for downward 3.0 g load conditions

应变片编号	试验结果/με	分析结果/με	相对误差/%
1	260.88	309.10	18.49
2	335.09	372.90	11.28
3	132.83	155.69	17.22
4	79.79	100.23	25.61
5	282.56	254.82	9.82
6	5.09	4.82	5.40

表 4 侧向 1.0 g 工况试验结果与有限元分析结果应变对比

Table 4 Comparison of test results and finite element analysis results for 1.0 g lateral load conditions

应变片编号	试验结果/με	分析结果/με	相对误差/%
1	37.76	34.43	8.83
2	−282.06	−255.75	9.33
3	160.07	173.80	8.58
4	−172.27	−190.85	10.79
5	107.87	93.50	13.32
6	176.75	210.65	19.17

龙骨发动机吊挂静力试验结果与有限元分析计算结果虽存在一定差异,但试验测得结果均在有限元分析结果最大与最小值之间。考虑到有限元分析模型并不能完全与实际试验模型一致,应变片的粘贴位置与理论计算时读取结果的位置存在一定的偏差,且应变片在测量复合材料的局部应变时存在一些不足之处,可以认为试验中测得的应变值与有限元分析计算结果基本一致。

3.4 全尺寸龙骨静强度验证

选择全尺寸龙骨进行试验,试验项目为:设计机动向下 1.41 g 载荷工况试验。

飞艇发动机通过 8 个连接接头吊挂在横向龙骨的两侧,接头布置在横向龙骨底部桁条上,为双叉耳接头。

动力装置部分的载荷通过刚性梁单元传递,油箱重力以 MPC 单元的方式向龙骨传递。龙骨骨架全部简化为 BEAM 单元,吊挂张线简化为 ROD 单元。龙骨计算整体简化模型见图 6。

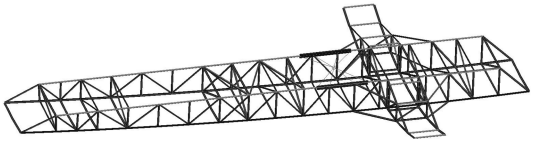


图 6 全尺寸龙骨限元模型示意图

Fig. 6 Schematic diagram of full-size keel FE model

采用 Nastran 对侧滑着陆限制载荷试验工况和设计机动限制载荷试验工况的有限元模型进行计算,并将计算结果分别与两种工况加载至 67%设计载荷的试验结果进行对比,对比时剔除试验过程中损坏的应变片测量的结果。结果对比见表 5。

表 5 试验结果与有限元分析结果应变对比

Table 5 Comparison of test results with FE analysis results

编 号	计算结果/με	试验结果/με	误差/%
01	50.2	46.2	8.7
02	13.0	20.8	−37.4
03	−29.0	−36.4	−20.4
04	137.5	142.2	−3.3
05	−273.3	−278.2	−1.8
06	1117.2	1088.1	2.7
07	291.9	409.7	−28.7
08	212.1	197.7	7.3
09	−199.2	−193.0	3.2
10	320.6	315.7	1.5
11	−165.4	−165.9	−0.3
12	58.3	75.8	−23.1
13	−13.6	−12.8	6.4
14	585.2	952.6	−38.6
15	−825.2	−706.4	16.8
16	−360.3	−327.9	9.9
17	193.9	196.6	−1.4
18	307.6	295.1	4.2
19	−397.4	−403.9	−1.6
20	−401.7	−380.4	5.6
21	−332.7	−327.5	1.6
22	437.6	409.1	7.0
23	−461.2	−661.4	−30.3
24	219.3	209.6	4.7

从表 5 可以看出,设计机动工况试验应变与计算应变在大部分位置比较接近,误差较小,部分位置因应变较小导致相对误差较大,但绝对误差不大,计算应变分布与试验应变分布一致。

4 结 论

本文根据复合材料结构积木式验证方法,结合飞艇桁架式龙骨的结构特点,提出了飞艇桁架式复合材料龙骨的验证思路和结构设计与强度验证的步骤,提出了桁架式复合材料结构的 Nastran 有限元模拟验证方法。以某飞艇的桁架式复合材料龙骨结构强度的验证为例,对提出的上述方法进行了从元件级到全尺寸龙骨的验证与对比分析。结果表明:

(1)采用等效弹性模量的均质各向同性材料梁单元替代各向异性的复合材料壳元来模拟以轴向受

载为主的复合材料梁是合理的,且强度结论更趋于保守;

(2)采用积木式方法得出的部件级龙骨发动机吊挂试验与有限元分析、全尺寸龙骨有限元试验与分析的结果误差在可接受范围之内,满足工程应用需要;

(3)飞艇桁架式复合材料龙骨的验证采用积木式方法可行。

参考文献

[1] 鞠苏. 复合材料桁架弯曲特性与非线性约束优化设计[D]. 长沙: 国防科技大学博士学位论文, 2011.

[2] Brandt T. Zeppelin NT-the utility airship[R]. AIAA, 2007: 78-79.

[3] 沈真, 张晓晶. 复合材料飞机结构强度设计与验证概论[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2011.

[4] 杨文锋. 通用航空复合材料维修及适航验证的进展及探讨[J]. 玻璃钢/复合材料, 2014(5): 87-91.

[5] 刘天舒, 孙占红, 李小兵. T700/BA9916 环氧复合材料体系适航取证研究[J]. 材料工程, 2007(s1): 49-52.

[6] 邹田春, 冯振宇, 陈兆晨. 民机复合材料结构适航审定现状[J]. 材料导报, 2010(21): 94-96.

[7] 牛春匀. 实用飞机复合材料结构设计与制造[M]. 北京: 航空工业出版社, 2009.

[8] 陈业标, 汪海, 陈秀华, 等. 飞机复合材料结构强度分析[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2011.

[9] 飞机设计手册编委会. 飞机设计手册 第9册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.

[10] 张永昌. MSC. Nastran 有限元理论基础与应用[M]. 北京: 科学出版社, 2004.

[11] 沈真, 柴亚南, 杨胜春. 复合材料飞机结构强度新规范要点评述[J]. 航空学报, 2006(5): 784-788.

[12] 邵劲松, 刘伟庆, 蒋桐. 民用工业中复合材料桁架的应用和发展[J]. 玻璃钢/复合材料, 2006(5): 35-39.

[13] Schutze R. Lightweight carbon fiber rods and truss structures[J]. Materials and Design, 1997, 18: 231-238.

[14] Sotiris K, Knight, N F. Design, Fabrication, and testing of composite energy-absorbing keel beams for general aviation type aircraft [R]. AIAA, 2002: 2002-212133.

[15] 王增加, 刘建军, 韩笑. 一种大型碳纤维复合材料桁架结构的设计与研制[J]. 化工新型材料, 2018(5): 71-74.

VERIFICATION METHOD FOR COMPOSITE KEEL STRUCTURE OF AIRSHIP TRUSS BASED ON BUILDING BLOCKS

LI Yuan-zhang, LU Guo-fu, REN San-yuan, XIAO Peng

(China Special Vehicle Research Institute, Jingmen 448035, China)

Abstract: In order to obtain the identification method of airship composite keel structure, according to building block approach for composite structure, with the consideration of the structural feature of airship truss keel, the certification way and detailed procedures of structure design and strength verification of the keel of airship truss composite are presented in this paper. By using this method, the structure strength of composite materials truss keel of a certain type of airship is tested and verified from element level to component level to full size keel, and the finite element analysis and its results are compared and analyzed. Some typical tests and analyses are selected and introduced. The results show that the Nastran finite element analysis model of truss composite structure meets the engineering needs. Airship truss composite keel can be verified by building block method.

Key words: composite materials; building block approach; airship; truss; keel