

机翼吊挂耦合多余度刚度特性试验及分析方法

张鹏飞^{1,2}, 聂宏², 吴剑飞¹, 栾涛¹

(1. 中国商飞上海飞机设计研究院, 200012, 上海; 2. 南京航空航天大学航空学院, 210016, 南京)

摘要: 针对飞机机翼和发动机吊挂耦合刚度特性试验和分析难题, 采用机翼和吊挂结构多余度不对称耦合刚度试验和数值仿真方法, 解决了结构冗余分析、多类载荷协调加载、耦合刚度识别、有限元模拟、刚度特性试验和分析等问题。对比分析试验和仿真得到的位移和应变, 研究了机翼和吊挂的强度水平, 以结构冗余度为指标, 研究了机翼和吊挂的强度水平和耦合刚度特性, 结果表明, 关键位置应变结果误差小于3%, 变形结果偏差小于4.9%, 验证了分析模型和结果的可靠性。对典型工况分析后表明, 机翼弯曲吊挂侧偏和机翼扭转吊挂俯仰耦合特性明显, 其中机翼弯曲吊挂侧偏表现出明显的不对称性, 不对称差异达到21%; 结构冗余影响耦合性能, 随着结构冗余度的降低, 耦合特性增大, 以位移比为指标, 侧偏最大可达到5倍以上, 扭转最大可达1倍以上。该试验和仿真分析方法可以用于复杂结构耦合刚度试验以及强度设计和分析。

关键词: 机翼; 翼吊飞机; 吊挂; 耦合刚度; 结构冗余; 数值仿真

中图分类号: V216.1 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202012019 **文章编号:** 0253-987X(2020)12-0158-10



OSID 码

Test and Analysis Method for Stiffness Characteristics of Coupling Wing Redundancy

ZHANG Pengfei^{1,2}, NIE Hong², WU Jianfei¹, LUAN Tao¹

(1. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200012, China;

2. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Aiming at coupling stiffness characteristics test and analysis method of wing and pylon structure, a set of full-scale tests for more redundancy asymmetric coupling stiffness test system and simulation analysis method are developed for structure redundancy analysis, coordinated loading of multiple types of loads, coupling stiffness identification, finite element simulation, stiffness test and analysis. According to the comparison of deformation and strain data obtained from test and simulation, the strength of pylon structure is evaluated and the strength redundancy factor is used as the index to investigate the coupling stiffness characteristics of the wing and pylon. The test and simulation show that the errors of strain and deformation at the key locations are less than 3% and 4.9%, which verifies the reliability of the numerical simulation models and analysis conclusion. The coupling stiffness characteristics of wing bending-eylon yaw and wing torque-eylon pitch cannot be ignored, and the wing bending-eylon yaw presents significant asymmetry up to 21%. The structural redundancy affects the stiffness coupling performance, and with the decreasing structural redundancy, the coupling characteristics

收稿日期: 2020-04-01。 作者简介: 张鹏飞(1982—),男,博士生,高级工程师;聂宏(通信作者),男,教授。 基金项目: 国家自然科学基金民航联合基金资助项目(U1533109)。

网络出版时间: 2020-07-15

网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20200714.1441.004.html>

strengthen. Taking displacement ratio as an index, the maximum lateral ratio can reach more than 5 times, and the torque ratio can reach more than one time. This approach can be used for coupling stiffness verification test of complex structures, and for strength design and analysis.

Keywords: wing structure; wing attached engine aircraft; pylon; coupling stiffness; structure redundancy; numerical simulation

现代大型民用飞机广泛采用翼下发动机布局,该布局具有降低机翼载荷、维修性好等优势。吊挂是发动机与机翼之间的连接结构,起传递发动机推力、惯性和气动载荷、吸收发动机振动、隔离发动机火区的作用。结构试验是飞机机翼吊挂研制和适航验证过程不可或缺的重要环节。适航规章 CCAR-25 部^[1]对结构刚度和强度的验证有严格要求。试验应尽可能模拟飞机真实的受载状态,对于当前广泛使用的翼吊布局发动机吊挂而言,由于其传力形式复杂,尺寸较小,结构连接余度高,必须对关键结构的刚度和强度水平进行测试,来验证其性能。国内外许多学者对吊挂结构的性能开展了研究,李卫平等开展了吊挂部段静力试验和静强度分析研究^[2],薛彩军等开展了静定连接吊挂静力试验技术研究^[3],闫鹏嗣等开展了吊挂系统隔振性能研究^[4],彭森等对飞机发动机安装节设计进行了研究^[5],严飞对机翼下吊挂连接方式进行了分析和探索^[6],苟文选等对吊挂结构疲劳寿命仿真进行了研究^[7],Francois Michaud 对机翼结构的优化方法进行了研究^[8]。

由于翼吊布局的特殊性,机翼吊挂的余度和耦合刚度特性直接影响结构传载和分析结果。在结构余度和耦合刚度特性研究方面,柳承茂研究了基于刚度的构件重要性评估及其与冗余度的关系^[9],林肖芬等研究了飞机操纵系统的动态刚度及其与舵面耦合固有振动特性分析^[10],荆志伟等研究了考虑燃气舵刚度耦合影响的空气舵颤振特性^[11]。在试验技术方面,王正平等对结构试验的载荷演算方法进行了研究^[12],高建等对基于遗传算法静强度试验载荷处理算法进行了研究^[13],杭超等对振动台基础激励模态分析方法进行了研究^[14],邱春图研究了借助静力试验的模型修正方法^[15]。目前,业界对机翼和吊挂之间的耦合刚度特性及其与结构余度的关系影响研究较少。

本文对采用多余度耦合刚度强度试验和数值仿真方法研究了机翼吊挂耦合刚度特性。建立了适应翼吊大涵道比发动机安装形式吊挂耦合刚度试验方法、数值模拟方法,建立关键特性之间的关系,为吊挂结构适航符合性验证工作提供了参考和依据。

1 结构余度和耦合刚度识别

某大型民用飞机发动机吊挂结构如图 1 所示。吊挂通过连杆和接头与机翼结构相连,通过安装节与发动机相连。主盒段结构是由框、壁板和梁缘条组成的一个准封闭的矩形结构。

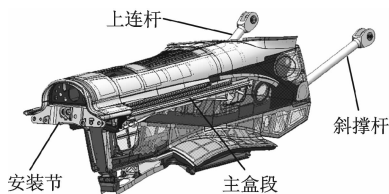


图 1 某型飞机吊挂结构示意图

影响机翼吊挂结构关键特性包含强度、刚度、结构余度等。对机翼吊挂而言,还要分析其耦合刚度特性对结构承载能力和颤振等动力学特性的影响。

根据适航规章 25.571 条款^[1]的要求,需要采用损伤容限设计来确保飞机结构的安全性。吊挂结构载荷复杂,刚度要求高,往往采用多余度设计(多余度指结构中零部件的冗余次数)来满足该条款的要求。根据结构的特点,主要考虑其承载力、可靠度、刚度和能量等多余度特性^[9]。Sorensen 等提出了结构余度的概念^[16-18],结构余度概念首先来自桁架结构^[19],后广泛应用于各种结构冗余度的评估中^[20]。一般使用储备强度(刚度)比 r_{RSR} 来定义吊挂结构的冗余度,剩余强度(刚度)比 r_{DSR} 为损伤结构承载和设计承载力的比值,剩余刚度影响系数为 r_{RIF} ,三者的关系如下

$$r_{RSR} = \frac{S_u}{S_d} \quad (1)$$

$$r_{DSR} = \frac{S_r}{S_d} \quad (2)$$

$$r_{RIF} = \frac{S_r}{S_u} \quad (3)$$

则结构冗余度可以表示为

$$r_{SRF} = \frac{S_u}{S_u - S_r} = \frac{1}{1 - r_{RIF}} \quad (4)$$

式中: S_u 为极限承载能力; S_d 为设计承载能力; S_r 为剩余承载能力。根据适航规章第 25.307 条款的

要求,飞机结构的安全系数应大于 1.5^[1],即结构承载能力的冗余度 r_{SRF} 是大于 1.5 的。

另外,对于现代传统翼吊布局飞机,发动机和吊挂位于机翼前梁的前部,机翼结构和吊挂结构的主要模式具有较强的耦合度。随着大涵道比发动机的使用,发动机质量越来越大,加剧了上述耦合特性。

图 2 和图 3 是某典型翼吊飞机的机翼吊挂模式振型,可以看出,机翼如下两阶模式具有极高的耦合度:机翼弯曲模式与吊挂侧偏模式、机翼扭转模式与吊挂俯仰模式。

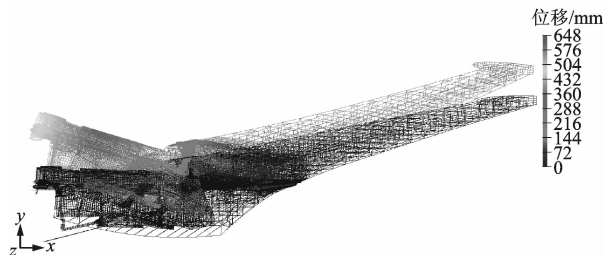


图 2 机翼扭转-吊挂俯仰耦合刚度振型

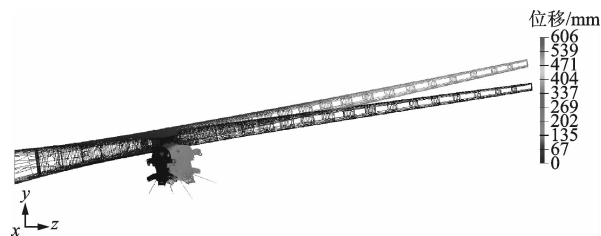


图 3 机翼弯曲-吊挂侧偏耦合刚度振型

此外,机翼吊挂刚度耦合性与结构连接余度有密切关系。在上述振型下,随着结构余度的变化,结构的承载能力和刚度发生变化,并影响结构的振型和承载能力,需要通过研究其耦合刚度,并通过试验和分析确保结构刚度和强度特性满足设计要求。

2 试验设计

2.1 试验构型和设计难点

以某型单通道窄体翼吊飞机为研究对象,如图 4 所示。该结构在吊挂机翼连接部位有 5 个连接点、8 个未知量、6 个约束方向,如图 4 和图 5 所示。分析可知,吊挂机翼的连接是多余度设计,连接余度为 2,这种连接形式具有结构轻、系统安装空间大、耦合刚度特性设计灵活等特点。

在机翼吊挂一体化设计中,其耦合刚度的设计和研究是难点,影响结构传载和颤振特性。在试验设计上主要有 3 个难点:①试验约束位置影响吊挂机翼侧偏-弯矩耦合刚度特性,且敏感性高;②试验过程中,主动载荷点的位移影响端点位移和载荷传

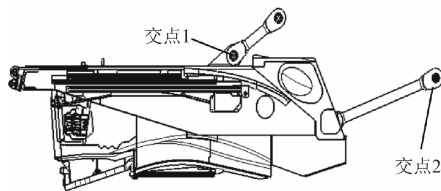


图 4 吊挂机翼连接结构示意图(侧视)

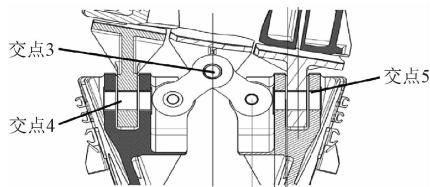


图 5 吊挂机翼连接结构示意图(后视)

递,需要考虑变形对加载的影响;③吊挂侧偏-机翼弯曲耦合不对称性影响试验精度,需要通过分析来确定其影响程度。

2.2 试验载荷及等效

在吊挂结构设计中,与吊挂结构相关的载荷有几十种,包含机动载荷、突风载荷、着陆载荷、地面载荷等。这些载荷情况既包括静载荷,也包含动响应载荷,还需要考虑发动机叶片飞出、管道爆裂等极端情况下的载荷情况。试验载荷情况需要在上述工况的基础上进行筛选,以得到吊挂结构耦合刚度和强度的临界载荷情况。由于发动机和吊挂的连接是静定的,通过筛选发动机重心处各方向线加速度的极大值、角加速度极大值、线加速度在空间象限的均方根极大值,得到传递至机翼结构的临界载荷。将这些载荷情况施加到有限元模型中,按照畸变能理论的应力分析^[21],可以计算得到各零部件的最小安全裕度和最大变形对应的载荷情况。

对于本文研究的某型吊挂结构,可得到两个典型临界载荷情况作为试验工况,侧向 2.5g+发动机最大推力情况,对应侧偏情况;垂向 3.7g 情况,对应俯仰情况。上述情况均为空中情况,为了模拟真实的载荷传递,还要考虑将机翼上的气动和惯性载荷协调加载在翼面上。假设发动机的质量为 4.5 t,发动机重心处的载荷见表 1。

试验台架由机翼结构和发动机加载假件两部分组成。机翼的变形和支持刚度影响结构传力,试验中需要引入机翼作为吊挂试验的支持部件。发动机含核心机和短舱两部分,发动机传入吊挂结构的载荷主要为惯性载荷,以发动机重心处线过载和角加速度(力矩)的形式出现;短舱传入吊挂载荷不仅含惯性载荷,还包括短舱的气动载荷,这部分载荷以短

表 1 机翼吊挂耦合刚度试验载荷

工况	F_x/N	F_y/N	F_z/N	$M_x/(\text{N}\cdot\text{mm})$	$M_y/(\text{N}\cdot\text{mm})$	$M_z/(\text{N}\cdot\text{mm})$
工况 1(侧向载荷)	-63 123	-70 138	171 828	-46 383 010	65 157 406	-25 743 641
工况 2(垂向载荷)	129 030	-227 986	19 259	1 513 993	-12 186 157	146 832 439

舱表面的压力分布载荷的形式出现。

试验中,需要把发动机和短舱的集中载荷和气动载荷转换至发动机重心和气动参考点处,再转化为载荷加载点的集中载荷,其中 F_{xn} 、 F_{yn} 、 F_{zn} 分别表示某载荷工况下的航向、垂向和侧向在重心处的总载荷; F'_{xn} 、 F'_{yn} 、 F'_{zn} 分别表示该方案各加载点载荷。假设试验载荷加载点的位置坐标为 (x_n, y_n, z_n) , $n=1,2,3$;各加载点端点的位置坐标为 (x'_n, y'_n, z'_n) ,各试验载荷相对坐标原点 3 个方向的弯矩分别为 M_{xn} 、 M_{yn} 、 M_{zn} ,各加载点载荷相对于坐标原点 3 个方向的弯矩分别为 M'_{xn} 、 M'_{yn} 、 M'_{zn} 。根据力和力矩的平衡关系,试验总载荷和加载端点载荷满足以下公式

$$\left. \begin{aligned} \sum_{n=1,2,3} F_{xn} + F'_{xn} &= 0 \\ \sum_{n=1,2,3} F_{yn} + F'_{yn} &= 0 \\ \sum_{n=1,2,3} F_{zn} + F'_{zn} &= 0 \\ \sum_{n=1,2,3} M_{xn} + M'_{xn} &= 0 \\ \sum_{n=1,2,3} M_{yn} + M'_{yn} &= 0 \\ \sum_{n=1,2,3} M_{zn} + M'_{zn} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

发动机加载假件如图 6 所示,载荷简化到假件的接头上。



图 6 发动机假件的实物安装情况

2.3 试验约束的确定

根据表 1 中载荷,计算机翼约束多个肋站位的变形和载荷,以机翼吊挂交点载荷和翼稍垂向变形为表征量,分别计算约束 0 号肋(机翼根部)、2 号肋、4 号肋对耦合变形和载荷传递的影响。

翼稍垂向变形结果如图 7~图 10 所示。从约束 6 号肋到约束 0 号肋,机翼变形由 806 mm 逐渐增大至 971 mm,增大量达到 21%,说明约束点显著影响刚度;从约束 6 号肋和 0 号肋的变化量仅为 3%,说明当约束至翼根时,刚度影响逐渐收敛。

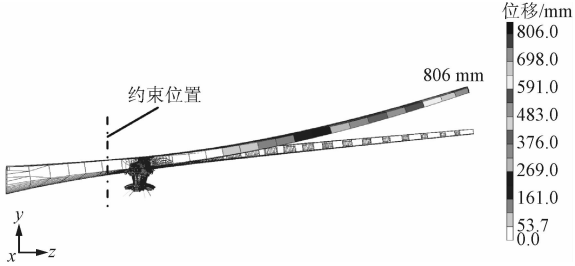


图 7 约束 6 号肋的机翼翼稍垂向变形

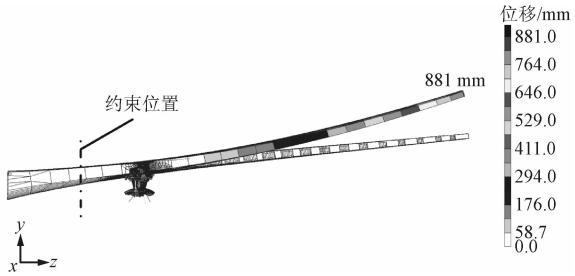


图 8 约束 4 号肋的机翼翼稍垂向变形

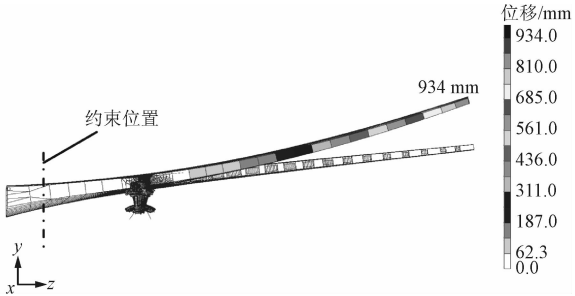


图 9 约束 2 号肋的机翼翼稍垂向变形

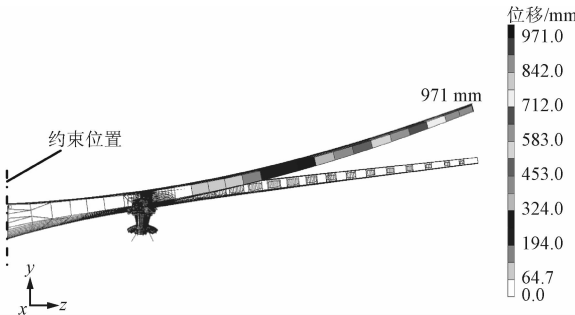


图 10 约束翼根的机翼翼稍垂向变形

选取吊挂和机翼连接点载荷分析结果进行对比,如图 11 所示,随着约束位置靠近吊挂站位,交点 1、2、3(见图 4 和图 5)的载荷逐渐增大,交点 4、5(见图 5)的载荷逐渐降低,呈发散趋势。当约束位置靠近机翼根部时,载荷变动量逐渐减少,约束位置对连接交点载荷的影响逐渐消除,变化量小于 2%。

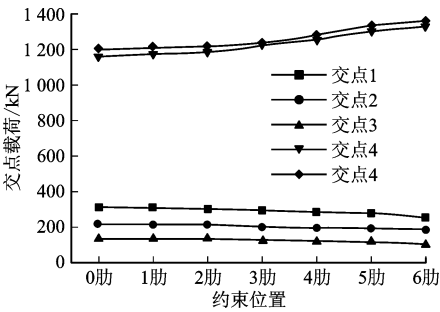


图 11 约束不同位置交点计算结果对比

2.4 试验台架及偏置分析

在试验过程中,机翼吊挂耦合变形较大导致作动筒加载点的位移变形被放大。在载荷加载的最后阶段,载荷加载点与试验载荷方向产生一个角度,如图 12 所示,这个角度的偏差会使载荷加载不到位或载荷过大,使试验结果产生偏差。由于机翼吊挂侧向耦合刚度不对称,这个偏差在某个方向会被放大,给刚度分析结果的精度造成额外的困难。

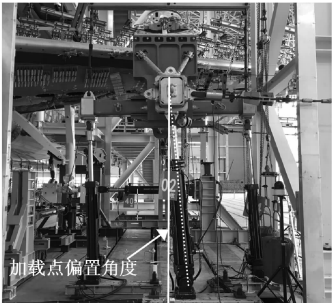


图 12 加载点位移预测

使用有限元分析结果进行大变形计算,通过分析计算得到加载端点的位移量,根据分析结果和加载作动筒长度,可以估算得到载荷加载装置的初始位置。

2.5 试验结果

在试验载荷工况下,机翼翼梢垂向变形结果分别为 497 mm 和 466 mm,见图 13 和图 14,在不同方向的产生了 3.5°和 3.3°的变形角。从图 15 和图 16 的不同载荷比下变形位移的试验结果来看,主要结构位置的应变的线性度好,关键位置未发生塑性变形,载荷比为实际加载载荷与基础载荷之比(基础载荷见表 1)。试验结果证明,考核结构在试验工况

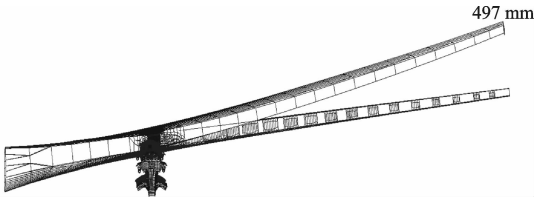


图 13 工况 1 试验机翼变形结果

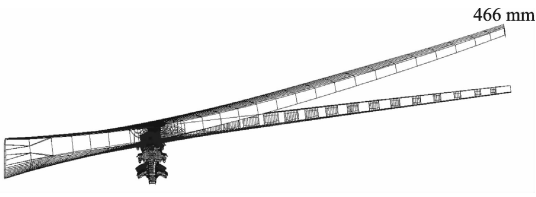


图 14 工况 2 试验机翼变形结果

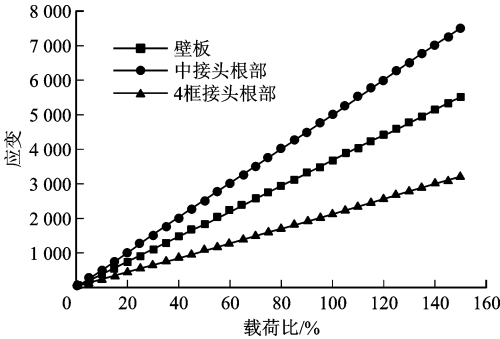


图 15 典型位置应变试验结果

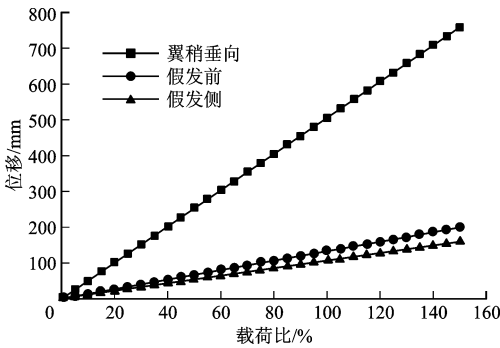


图 16 典型位置变形试验结果

下能够满足强度要求。工况 1(侧向载荷)载荷主要由发动机前安装节传递,最大应变结果出现在发动机前安装节框的连接根部,微应变为 7 500。微应变用来表示形变的变化程度,1 个微应变等于 $(\Delta L/L)$

表 2 试验和测量装置的牌号和精度

编号	设备名称	规格和牌号	测量精度
1	载荷传感器	MOOG	0.5%
2	应变计	BE120	0.1%
3	位移应变采集	ST18-3	$\pm 2 \times 10^{-6}$
4	位移传感器	拉线式-MPS	0.5%

$\times 10^{-6}$ 。工况 2(垂向载荷)主要由上下壁板和发动机后安装节框接头传递,最大应变出现在发动机后安装节接头根部,微应变为 3 200。

3 机翼吊挂耦合刚度数值仿真

3.1 全机结构建模

利用 MSC/PATRAN 建立有限元模型,使用梁单元来模拟梁和加强肋、壳单元模拟壁板和蒙皮、二力杆单元模拟界面连接杆结构。在界面连接部位,使用三维体单元模拟接头,使用弹簧单元模拟接头和销钉之间的连接,并根据实际连接来确定自由度。发动机和短舱使用集中质量单元模拟,赋给其质量和惯量特性,该质量特性包括了油液等流体质量特性。取 5 mm 作为单元基本尺寸,不同的结构部位的网格密度略有不同,整个模型共包含 293 450 个节点,303 057 个单元,32 个刚性单元,材料参数如表 3 所示,全机有限元模型见图 17。



图 17 某型民用飞机全机有限元模型

表 3 材料属性和强度性能

材料	弹性模量/MPa	泊松比	屈服应力/MPa
7050-T7451	68 211	0.33	454
Ti-6Al-4V	110 240	0.31	827
15-5PH	196 365	0.28	999

吊挂结构主要由 Ti-6Al-4V 钛合金、7050 铝合金和 15-5PH 不锈钢制成。有限元模型中将材料的弹性模量和泊松比赋给材料属性,材料属性和强度性能如表 3 所示。界面连接的模拟会影响耦合刚度特性的分析结果,使用共节点的弹簧单元来模拟连接刚度和自由度。使用梁单元来模拟螺栓,并赋给其中一个较大的弯曲刚度来模拟螺栓的抗弯性能(一般大于 10^7 mm^4)。在螺栓和耳片的连接点处,使用 CBUSH 单元来模拟其连接刚度,仅约束其剪切面内的刚度来模拟连接。

使用发动机假件模拟发动机的载荷加载。为了方便进行加载,试验中使用作动筒加载,且每个加载接头仅能加载单一方向载荷。发动机假件模型设计

了 11 个对应试验加载点,位置与加载接头的中心保持一致。使用大刚度梁元 CBAR 模拟发动机假件,使用 15-5PH 模拟材料属性,在梁单元的抗弯方向(单元坐标系的 1 平面和 2 平面)赋予极惯性矩 10^7 mm^4 来模拟梁的抗弯刚度。

3.2 载荷情况

按照表 1 的试验载荷工况,侧向突风和垂向着陆情况协调加载机翼气动载荷和发动机载荷。

作用在机翼上的载荷简化为气动载荷和惯性载荷两部分,按照载荷计算得到的载荷系数和气动压力沿翼面展向分布,确定作用在蒙皮的气动力和惯性力。假设气动力沿机翼弦向的分布如图 18 所示,翼面上某点与翼尖之间沿弦长方向的距离与翼弦长度的比值,可以计算得到气动力沿展向的分布。作用在吊挂上的惯性载荷和气动载荷通过平衡分配到发动机加载点上,发动机假件的加载模型如图 19 所示,通过刚性单元来模拟。机翼翼面有 12 个加载点,均布置在发动机安装站位的展向外侧,如图 17 所示。机翼加载点布置在机翼前梁和后梁附近,不仅模拟向上的气动载荷和惯性载荷,还模拟着陆和突风载荷对机翼的俯仰弯曲效应。

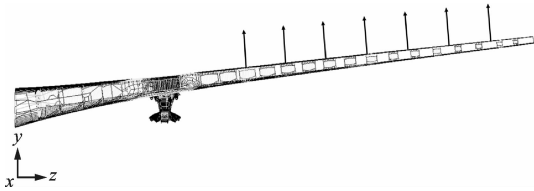


图 18 机翼翼面斜加载示意图

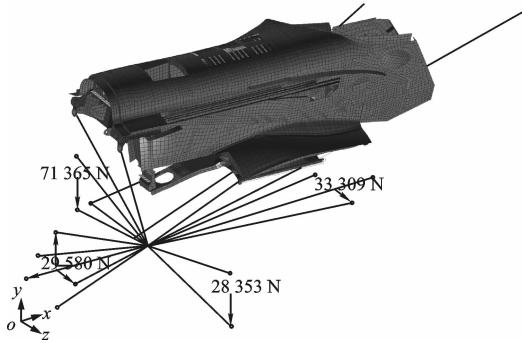


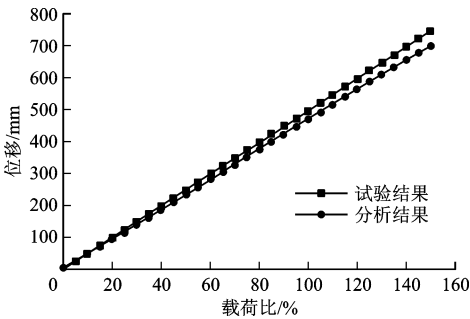
图 19 某型民用飞机吊挂有限元模型

分别针对完好结构和变余度情况进行分析。完好情况为将载荷施加在无结构破损的结构上进行分析,变余度情况为将载荷施加在去除 1 个或 2 个冗余结构后的分析情况。将机翼-吊挂连接的冗余结构去除后,根据第 1 节的余度分析方法,可以得到去除不同冗余结构件后的余度 r_{SFR} 。

3.3 模型验证和强度结果

对比试验和分析的变形结果如图 20 所示。机翼翼梢垂向位移为 751 mm,误差为 2.6%;吊挂前接头垂向位移为 82 mm,误差为 4.5%;假件前接头和侧向接头的位移为分别为 196 mm 和 153 mm,误差分别为 3.5%和 4.9%。

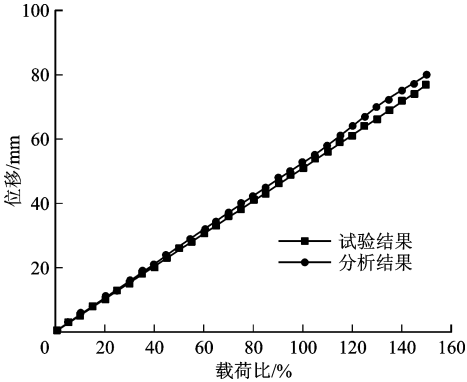
从变形结果来看,在侧向载荷情况下,吊挂和假件的主要变形为侧向和垂向耦合变形,垂向变形主要是由发动机的偏航矩产生的;在垂向情况下,主要的变形情况均为垂向,假件最前端的位移最大,主要是由吊挂结构的垂向刚度提供支撑,叠加了机翼的垂向位移。机翼垂向变形对吊挂的垂向变形贡献较大,对侧向变形没有贡献。



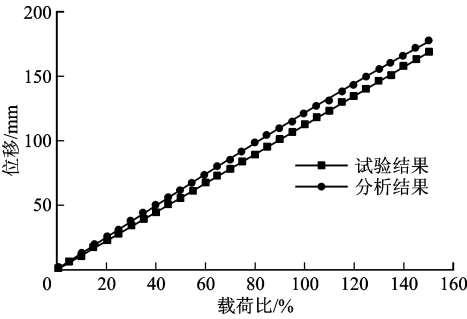
(d)翼梢垂向

图 20 主要结构部位位移试验和分析结果对比

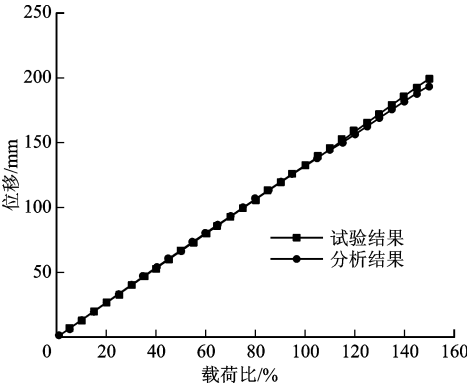
如图 21 所示,极限载荷下,吊挂-机翼接头最大微应变的分析结果为 7 500(应力为 825 MPa),如图 21a 所示;前接头耳片最大微应变的分析结果为 5 104(应力为 561 MPa),如图 21b 所示;吊挂-机翼承压接头的最大微应变的分析结果为-7 500(应力为-826 MPa),如图 21c 所示;前安装节接头最大微应变的分析结果为 4 230(应力为 465 MPa),如图 21d 所示。对应的材料屈服极限分别为 827 MPa,拉伸极限为 896 MPa。对接部位的应变水平较高,壁板应变水平较低,缘条和壁板连接部位的应变和应力梯度较大。总体来看,50%以上的结构部位应力水平在 1/2 屈服极限以下;吊挂主要结构的尺寸主要靠刚度来控制,主要接头部位由强度来控制;高应力关键连接部位的应力分析和试验的误差小于 3%。



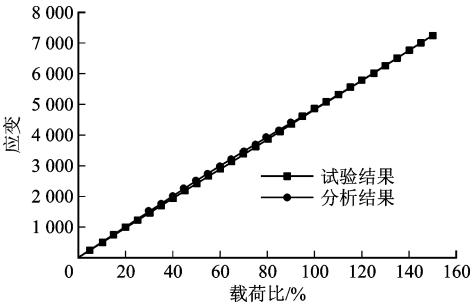
(a)吊挂前接头侧向



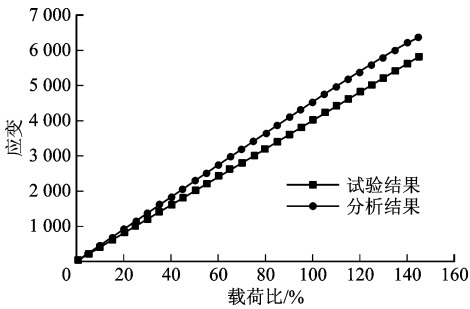
(b)假发动机前接头侧向



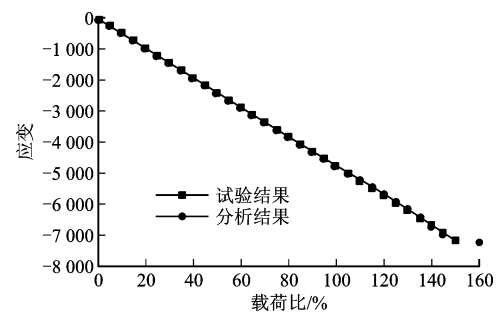
(c)假发动机侧向



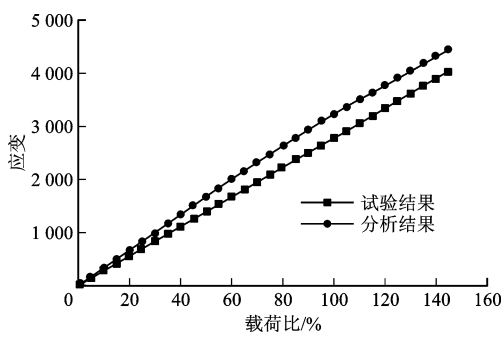
(a)吊挂-机翼接头耳片



(b)前接头耳片



(c)吊挂-机翼承压接头耳片



(d)前安装节接头

图 21 主要结构部位应变试验和分析对比

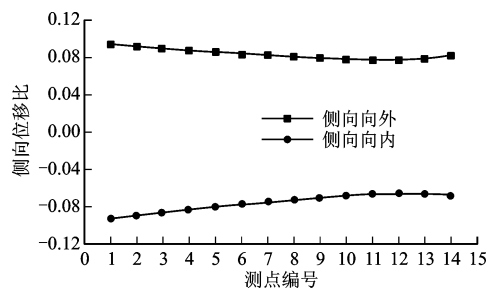
从分析结果来看,吊挂侧向变形主要由盒段和机翼-吊挂连接点的约束位置决定。吊挂侧向和机翼弯曲耦合刚度由发动机假件侧向载荷连接点的侧向位移表征,吊挂垂向和机翼扭转的耦合刚度由吊挂前端点的垂向位移来表征,应变误差小于 3%,变形结果偏差小于 4.9%。数值仿真很好地模拟了结构的真实耦合刚度。

3.4 余度和耦合刚度分析结果

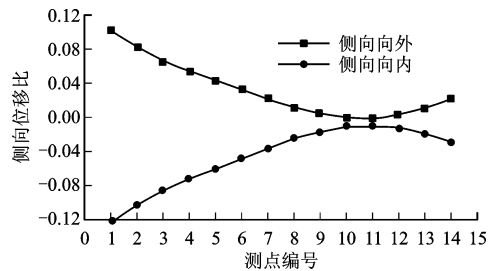
以侧向位移比(吊挂侧向位移与翼稍垂向位移比)为研究参数,完好情况(结构余度 $r_{\text{SRF}}=0.5$)向内和向外位移比沿着航向从前向后,位移逐渐增大,最大差异点为 14 号点,差别为 21%,表现出明显的不对称性。这说明吊挂侧向和机翼垂向的变形耦合由前向后逐步减小,但向内和向外耦合不对称性明显。

对于侧向载荷情况,由图 22 可以看出,随着结构余度的降低,机翼吊挂耦合刚度特性逐渐增大。结构完好状态,当 $r_{\text{SRF}}=0.5$ 时,吊挂侧向的变形仅占机翼变形的 10%;去除 1 度(即 1 个连接)冗余结构,当 $r_{\text{SRF}}=0.2$,侧向变形占机翼变形增加至 13%;当 r_{SRF} 接近 0 时,吊挂侧向与翼稍位移比为 1,表现出极大的刚度耦合性能。

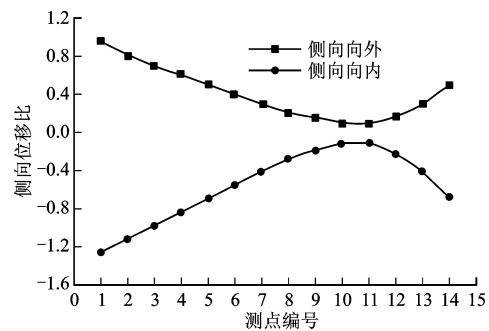
对于垂向载荷情况,由图 23 可以看出,随着结构余度的降低,机翼扭转-吊挂垂向位移比(吊挂测



(a)结构余度为 0.5



(b)结构余度为 0.2



(c)结构余度为 0

图 22 不同结构余度-机翼吊挂侧向位移比

点与机翼后梁比)逐渐增大、沿航向逐渐降低,刚度耦合性能明显。结构完好状态,当 $r_{\text{SRF}}=0.5$ 时,吊挂垂向的变形为机翼后梁变形的 2 倍;去除 1 度(即 1 个连接)冗余结构,当 $r_{\text{SRF}}=0.2$,吊挂机翼位移比增加至 3 倍;当 r_{SRF} 接近 0 时,吊挂垂向与机翼后梁位移比最大为 5,表现出较明显的刚度耦合性能。

该机翼-吊挂耦合模型极易使飞机结构产生一种新的颤振形式,使机翼吊挂耦合频率成为颤振的

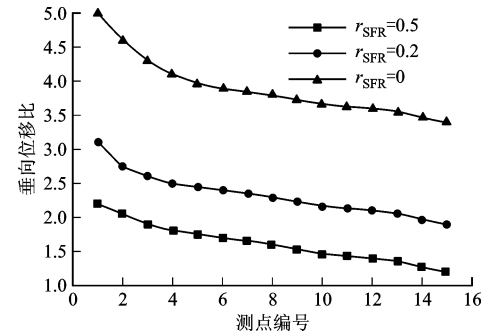


图 23 不同结构余度-机翼吊挂垂向位移比

临界频率。当该临界频率的气流速度小于飞机的正常飞行速度包线时,就会使飞机在极短的时间遭到破坏,造成灾难性后果。

4 结 论

本文吊挂试验中采用敏度分析、多工况协调加载和加载系统预制技术,解决了多余度耦合刚度试验设计的问题。采用全机数值仿真模型,对机翼吊挂耦合刚度及其与余度的关系进行分析,形成了一套经过试验验证的分析方法,结果表明,主要部位应力应变误差小于3%,变形结果偏差小于4.9%。对两个方向的刚度耦合特性进行了分析,发现机翼吊挂和机翼弯曲-吊挂侧偏、机翼扭转-吊挂俯仰具有较高的耦合特性,并且与 r_{SRF} 的关系密切,随结构余度的增加而增大,是吊挂机翼结构刚度和强度设计需要注意的关键特性,可能会影响结构的传载和颤振,造成灾难性后果。该方法可以为机翼和吊挂结构设计以及适航取证提供了参考。

参考文献:

- [1] 中国民用航空局. 中国民用航空规章: 第25部 运输类飞机适航标准: CCAR 25-R4 [S]. 北京: 中国民用航空局, 2009.
- [2] 李卫平, 谭伟, 薛彩军, 等. 民用飞机发动机吊挂部段静力试验与静强度分析 [J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(6): 732-737.
LI Weiping, TAN Wei, XUE Caijun, et al. Static test and computational analysis for pylon of airliner engine [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2011, 43(6): 732-737.
- [3] 薛彩军, 谭伟, 聂宏. 民用飞机发动机吊挂静力试验技术研究 [J]. 实验力学, 2011, 26(6): 735-742.
XUE Caijun, TAN Wei, NIE Hong. Investigation on the testing technology of pylon static test for civil aircraft engine [J]. Journal of Experimental Mechanics, 2011, 26(6): 735-742.
- [4] 闫鹏嗣, 马建敏. 飞机发动机变阻尼变刚度吊挂系统隔振性能的计算分析 [J]. 噪声与振动控制, 2018, 38(1): 16-20.
YAN Pengsi, MA Jianmin. Calculation and analysis of vibration isolation performance of airplane engine pylon systems with variable damping and stiffness [J]. Noise and Vibration Control, 2018, 38(1): 16-20.
- [5] 彭森, 李晓楠. 民用飞机发动机安装节设计 [J]. 科技展望, 2015, 25(24): 107-108.
PENG Sen, LI Xiaonan. Design of civil aircraft engine

- mount [J]. Science and Technology, 2015, 25(24): 107-108.
- [6] 严飞, 韩建民, 秦超. 民用飞机翼下吊挂连接方式分析 [J]. 飞机设计, 2016, 36(2): 57-59.
YAN Fei, HAN Jianmin, QIN Chao. Analysis of wing pylon connection [J]. Aircraft Design, 2016, 36(2): 57-59.
- [7] 苟文选, 张芮晨, 耿小亮, 等. 一种先进的飞机吊挂结构疲劳寿命仿真分析方法 [J]. 西北工业大学学报, 2017, 35(5): 905-909.
GOU Wenxuan, ZHANG Ruichen, GENG Xiaoliang, et al. An advanced fatigue life simulation method for aircraft suspension structures [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2017, 35(5): 905-909.
- [8] MICHAUD F, DALIR H, JONCAS S. Structural design and optimization of an aircraft morphing wing: composite skin [J]. Journal of Aircraft, 2018, 55(1): 195-211.
- [9] 柳承茂, 刘西拉. 基于刚度的构件重要性评估及其与冗余度的关系 [J]. 上海交通大学学报, 2005, 39(5): 746-750.
LIU Chengmao, LIU Xila. Stiffness-based evaluation of component importance and its relationship with redundancy [J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 2005, 39(5): 746-750.
- [10] 林肖芬, 昂海松, 夏道家. 飞机操纵系统的动态刚度及其与舵面耦合固有振动特性分析 [J]. 南京航空航天大学学报, 1989, 21(4): 15-21.
LIN Xiaofen, ANG Haisong, XIA Daojia. The analysis of dynamic stiffness of aircraft control system and inherent vibration characteristics coupled with rudder [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1989, 21(4): 15-21.
- [11] 荆志伟, 吴志刚, 杨超. 考虑燃气舵刚度耦合影响的空气舵颤振特性分析 [C]//第十一届全国空气弹性学术交流会论文集. 北京: 中国力学学会, 2009: 200-205.
- [12] 王正平, 韩鸿源. 飞机结构试验载荷演算方法研究 [J]. 西北工业大学学报, 1999, 17(4): 649-652.
WANG Zhengping, HAN Hongyuan. A method for load calculation in aircraft structure test [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 1999, 17(4): 649-652.
- [13] 高建, 夏峰. 基于遗传算法的飞机静强度试验载荷处理算法研究与应用 [J]. 工程与试验, 2018, 58(4): 19-21, 44.
GAO Jian, XIA Feng. Research and application of load

- processing algorithm for aircraft static strength test based on genetic algorithm [J]. *Engineering & Test*, 2018, 58(4): 19-21, 44.
- [14] 杭超, 燕群. 基于振动台基础激励的叶片工作模态分析 [J]. *实验力学*, 2019, 34(6): 1045-1052.
- HANG Chao, YAN Qun. Analysis of blade working mode based on basic excitation of vibrating table [J]. *Journal of Experimental Mechanics*, 2019, 34(6): 1045-1052.
- [15] 邱春图, 成万植. 借助静力试验实测值修正和确认全机有限元模型 [J]. *飞机设计*, 2004, 24(2): 37-41.
- QIU Chuntu, CHENG Wanzhi. Corrected and validated finite element model of an aircraft according to static testing data [J]. *Aircraft Design*, 2004, 24(2): 37-41.
- [16] FENG Yuansheng, MOSES F. Optimum design, redundancy and reliability of structural systems [J]. *Computers & Structures*, 1986, 24(2): 239-251.
- [17] FRANGOPOL D M, CURLEY J P. Effects of damage and redundancy on structural reliability [J]. *Journal of Structural Engineering*, 1987, 113(7): 1533-1549.
- [18] SØRENSEN J D. Framework for robustness assessment of timber structures [J]. *Engineering Structures*, 2011, 33(11): 3087-3092.
- [19] 周峰琦. 基于 OpenSees 的多梁式 PRC 简支结构体系承载冗余度评价研究 [D]. 西安: 长安大学, 2017: 15-18.
- [20] 朱红飞, 陈务军, 董石麟. 索网结构的弹性冗余度分析 [J]. *空间结构*, 2012, 18(3): 49-55, 40.
- ZHU Hongfei, CHEN Wujun, DONG Shilin. Elastic redundancy analysis of cable-net structures [J]. *Spatial Structures*, 2012, 18(3): 49-55, 40.
- [21] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册: 第 9 册 载荷、强度和刚度 [Z]. 北京: 航空工业出版社, 2001: 338-390.

[本刊相关文献链接]

- 张庆, 董彦非, 李恒, 等. 展向自适应机翼总体气动特性分析. 2020, 54(10): 174-184. [doi:10.7652/xjtuxb202010022]
- 郭峰, 吴九汇. 固固界面剪切分层的超声波耦合共振机理. 2020, 54(6): 1-9. [doi:10.7652/xjtuxb202006001]
- 刘国强, 陈维义, 陈华东, 等. 采用改进粒子群算法的机载光电平台多目标优化. 2019, 53(6): 92-100. [doi:10.7652/xjtuxb201906013]
- 许丹阳, 白俊强, 雷锐午. 考虑短舱安装参数的全机气动外形优化设计. 2019, 53(4): 150-157. [doi:10.7652/xjtuxb201904022]
- 聂雪媛, 余明亮, 钟培楠, 等. 发动机推力对大展弦比机翼颤振边界的影响. 2019, 53(1): 33-43. [doi:10.7652/xjtuxb201901005]
- 汤腾飞, 张俊, 方汉良. 面向大型航空结构件的混联柔性制造系统概念设计与性能评估. 2019, 53(1): 001-10. [doi:10.7652/xjtuxb201901001]
- 仲继泽, 谢志强, 沈渡, 等. 基于虚功原理的流固耦合面力和位移传递方法. 2018, 52(3): 160-167. [doi:10.7652/xjtuxb201803022]
- 仲继泽, 谢志强, 沈渡, 等. 基于空间分布弹性模量的快速动网格方法. 2018, 52(2): 136-139. [doi:10.7652/xjtuxb201802021]
- 杨广振, 荆建平, 明阳, 等. 利用航空发动机信号特征的振动源盲分离算法. 2017, 51(6): 20-27. [doi:10.7652/xjtuxb201706004]
- 仲继泽, 徐自力. 流固单向耦合的能量法及机翼颤振预测. 2017, 51(1): 109-114. [doi:10.7652/xjtuxb201701017]
- 张鸿志, 周强, 陈刚, 等. 气动弹性系统本征正交分解降阶模型精度的参数影响研究. 2016, 50(11): 104-109. [doi:10.7652/xjtuxb201611016]
- 刘菲菲, 陈刚, 李跃明. 用于飞机机翼涡固干扰噪声数值模拟的 RANS/NLAS 方法. 2015, 49(9): 141-146. [doi:10.7652/xjtuxb201509023]

(编辑 杜秀杰)