3D 打印飞机颤振风洞试验模型 设计与应用



胡家亮,吴江鹏,脱朝智,张辉,胡鑫,沈恩楠 航空工业沈阳飞机设计研究所,辽宁 沈阳 110035

摘 要:颤振风洞试验是飞机气动弹性设计中的必要手段,随着先进飞机对气动弹性品质要求的不断提高,通过颤振风洞试 验进行快速结构选参的需求更加迫切,为实现多样化的变参设计需求并压缩模型设计、制造周期,探索并发展了一种基于 3D打印技术的低速颤振模型设计方法。针对某机翼变刚度低速颤振风洞试验要求,采用3D打印结构相似颤振模型方案, 通过可拆卸蒙皮设计实现模型局部刚度可变,完成了模型结构设计、综合优化、制造和风洞试验,研究了机翼颤振耦合机理 和局部刚度对颤振特性的影响,验证了3D打印颤振模型设计方法的可行性和有效性。

关键词:3D打印; 颤振; 模型设计; 优化设计; 风洞试验; 低速风洞

中图分类号:V211.47

文献标识码:A

颤振模型风洞试验(wind tunnel test,WTT)是高性能作 战飞机气动弹性设计中必不可少的重要环节^[1],低速颤振 模型风洞试验的目的:一方面是研究设计参数的影响,选择 设计方案;另一方面是校核颤振计算并验证理论计算方 法^[2-3]。这就要求颤振模型能够尽可能准确地模拟实物的 参数。近年来,国内外在缩比模型颤振飞行试验和地面颤 振试验(ground flutter test,GFT)方面展开不断探索^[4-8],多 元化的颤振试验方法有望在未来取得工程应用,而上述试 验中所使用的机体结构气动弹性模型与颤振风洞试验模型 的设计要求和方法一致。

俄罗斯中央空气流体动力学研究院(TsAGI)对结构动 力学相似模型的设计有比较丰富的经验,形成了完整的颤 振模型设计方法^[9]。国内在颤振设计与风洞试验方面的研 究始于20世纪60—70年代,经过多年的研究和工程应用, 形成了较为成熟的模型设计技术和试验方法^[2]。

近年来,随着作战飞机性能需求不断提高、设计体系的 不断完善和研制流程不断成熟,在飞机设计早期通过引导 性颤振试验进行快速结构参数选取的需求更为迫切,这就 要求颤振模型需要在实现更多变参可能的同时进一步缩短 设计、制造周期,这对颤振模型设计方法提出了新的挑战。

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.09.005

随着3D打印技术的不断发展,其逐渐被应用于制造 业、生物医学、建筑行业、机器人设计和航空航天等多个领 域^[10-14],其设计定制化、加工一体化、低成本和短周期等技 术优势为颤振模型快速、可变参设计和制造需求提供了一 种可能的技术途径。目前,国外已初步开展了3D打印技术 在气动弹性设计领域的应用研究,Pankonien等利用3D打 印技术设计并制造的低速颤振试验模型,在X-56A飞机机 翼颤振风洞试验中得以应用,通过地面共振试验和颤振风 洞试验验证了模型的有效性和设计方法的可行性,并在该 模型的基础上进一步开展了颤振主动抑制等相关问题的研 究^[15-18]。国内相关研究未见披露。

本文从颤振模型局部 3D 打印设计与应用探索出发,探 讨了 3D 打印颤振模型的可行性,以某机翼为例设计并制造 了全 3D 打印颤振模型,实现了机翼结构局部刚度选参设 计,通过地面共振试验和颤振风洞试验验证了模型设计方 法的有效性。

1 颤振模型局部3D打印设计与应用探索

常规低速颤振模型多采用"金属梁架+木质/硬质泡沫 维形盒段"的结构形式,为探索3D打印结构应用于颤振模

收稿日期: 2022-05-18; 退修日期: 2022-06-20; 录用日期: 2022-07-25

引用格式: Hu Jialiang, Wu Jiangpeng, Tuo Chaozhi, et al. Design and application of 3D printed aircraft flutter wind tunnel test model[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(09):43-50. 胡家亮, 吴江鹏, 脱朝智, 等.3D 打印飞机颤振风洞试验模型设计与应用 [J]. 航空科学技术, 2022, 33(09):43-50. 型的可行性,尝试并验证其装配方式、材料特性和加工精度 等问题给模型设计和颤振试验可能带来的影响,在多次模 型设计过程中,采用光敏树脂3D打印结构局部替代常规低 速颤振模型的维形盒段、操纵面和部分主结构,在颤振风洞 试验中进行验证。

图1为3D打印结构维形盒段,盒段与金属梁架相连接。图2为3D打印结构相似操纵面,其内部结构模拟真实结构传力路线,装配方式与常规模型操纵面相同,通过弹簧片与主翼面相连。图3为3D打印局部主结构,由梁、肋、蒙皮、配重槽和接头等设计元素构成,一次加工成形,与主结构其余部分采用多种形式混合连接。



图 1 3D 打印维形盒段 Fig.1 3D printed aerodynamic shape box segment



Fig.2 3D printed control surface model

在颤振风洞试验中,上述局部结构均能取代原模型结构,实现相应功能,局部替代后模型的颤振风洞试验结果与 原模型基本一致。

表1给出了3D打印局部主结构替代后的模型地面共

振试验结果与原模型的对比,两件模型固有频率基本一致。 表中频率数据按原模型第一阶模态频率数值归一化处理。 图4给出了某翼面安装3D打印结构相似操纵面状态颤振 模型风洞试验结果及其与原模型的对比,随操纵面旋转频 率变化,两件模型颤振速度及其变化规律一致。图中频率、 速度数据按标准状态操纵面旋转频率数值归一化处理。



图 3 3D 打印局部主结构 Fig.3 3D printed local part of main structure

表 1 3D 打印局部主结构模型地面共振试验结果 Table 1 GVT result of 3D printed part of main

structure model

模态	原模型/Hz	3D打印局部主结构模型/Hz	误差/%
1阶	1.00	1.01	1.0
2阶	2.73	2.77	1.5
3阶	4.44	4.44	0
4阶	7.24	7.56	4.4





在3D打印局部结构设计、制造、装配和试验过程中,证实 了采用多种混合连接的装配方式的可行性,获得了光敏树脂 3D打印结构的相关材料特性以进一步完善仿真分析,验证了 当前加工精度对模型动力学特性的影响在可接受范围内。

在上述局部 3D 打印设计与应用研究的基础上总结设 计与制造经验,发展了全 3D 打印低速颤振模型设计方法, 以某机翼颤振模型为例,设计并制造了全3D打印结构相似 低速颤振模型,进一步在风洞试验中验证3D打印技术应用 于颤振模型设计的可行性。

2 机翼3D打印颤振模型设计、优化与制造

2.1 机翼结构有限元模型及亚声速颤振特性计算

以某全机结构有限元模型(FEM)为原准进行模态分析,获得全机状态下的机翼模态,如图5所示。在全机FEM 基础上,采用偶极子格网法(DLM)进行颤振计算,获得机 翼颤振特性如图6所示,图6中,*f*为频率,*g*为阻尼,*V*为速 度。图中及下文中的频率、速度、尺寸、重量等数据按原准 缩比第1阶模态频率数值归一化处理。颤振特性计算结果 表明,机翼的颤振特性为典型的弯扭颤振耦合,前4阶机翼 模态对颤振有不同程度的贡献。



Fig.5 Modes of wing in full aircraft condition

2.2 模型的设计与优化

采用单独部件方案实现模型设计并验证机翼的颤振特性,要求机翼颤振模型的前4阶模态频率、振型与原准相似,同时要实现模型局部刚度可变设计,为飞机机翼结构气动弹性优化设计提供数据支撑。

常规低速颤振模型采用"金属梁架+木质/硬质泡沫维 形盒段"的结构形式,难以通过简单、易行的设计、装配过程 实现上述要求,因此须采用全3D打印结构相似模型方案进 行机翼模型设计。全3D打印机翼结构相似模型由上下蒙 皮、梁、肋、桁条、操纵面等构成,其主要承力结构布置与真 实机翼基本一致,模型所有构件均采用光敏树脂材料,应用 立体平版印刷技术(SLA)快速打印成形构造多组弹性梁模



拟机身对机翼的支持刚度,与机翼结构相似模型一同进行 缩比等效。机翼结构相似模型的典型剖面如图7所示,按 照结构相似颤振模型的力学假设^[19]进行模型的缩比简化与 设计优化^[20],模型设计流程如图8所示。

缩比等效后的简化FEM的模态频率、振型与原准必定 存在一定的误差,为降低误差使模型满足动力学相似设计 要求,采用模型综合优化设计技术对模型进行调整。

模型结构综合优化设计采用敏度分析与自适应遗传算 法优化结合的方式进行,首先通过敏度分析选择重要设计 变量并调整确定设计变量的变化域,然后采用自适应遗传



图 7 结构相似模型的典型剖面 Fig.7 Typical profile of structural similarity model

算法进行结构综合优化^[21-22]。设计变量选取模型的梁截面 尺寸、蒙皮厚度共14个。优化目标是在颤振、柔度和模态 与原准的误差满足设计要求的约束下,使模型结构重量 最小。



Fig.8 Flutter model design workflow

约束条件包括颤振速度、柔度、主要模态频率和振型。 具体描述如下:

(1) 颤振约束

要求颤振速度误差低于限定值。

 $\left|1 - v_{\rm f}/v_{\rm f}^a\right| \le \varepsilon_{\rm v}$

式中: v_{f} 为缩比简化模型的颤振速度, v_{f}^{a} 为原准的颤振速度, ε_{v} 为颤振速度误差上限。

(1)

(2) 柔度约束

要求缩比简化模型多点柔度误差低于限定值。

$$1 - u_i / u_i^a \Big| \le \varepsilon_u \tag{2}$$

式中: u_i 为缩比简化模型第i点柔度, u_i^a 为原准第i点柔度, ε_n 为颤振柔度误差上限。

(3) 频率约束

要求缩比简化模型主要模态频率误差低于限定值。

$$1 - f_i / f_i^a | \le \varepsilon_f \tag{3}$$

式中: f_i 为缩比简化模型第i阶模态频率, f_i^a 为原准第i阶模态频率, ε_i 为频率误差上限。

(4) 振型约束

要求缩比简化模型主要模态置信度高于限定值。

$$\operatorname{mac}_{i} = \frac{\left(\boldsymbol{\Phi}_{i}^{T}\boldsymbol{\Phi}_{i}^{a}\right)^{2}}{\boldsymbol{\Phi}_{i}^{T}\boldsymbol{\Phi}_{i}^{*}(\boldsymbol{\Phi}_{i}^{a})^{T}\boldsymbol{\Phi}_{i}^{a}} \ge \rho_{i}$$

$$\tag{4}$$

式中:mac_i为缩比简化模型第*i*阶模态置信因子, $\boldsymbol{\sigma}$ 为缩比 简化模型的模态矩阵, $\boldsymbol{\sigma}^{a}$ 为原准模态矩阵, $\boldsymbol{\sigma}_{i}$ 和 $\boldsymbol{\sigma}_{i}^{a}$ 分别为 缩比简化模型和原准模态矩阵的第*i*列,即第*i*阶模态振型 矢量, ρ_{i} 为第*i*阶模态置信度下限,是一个小于1的正数。优 化前后模型的模态频率和颤振速度见表2。

表 2 优化前后模型频率和颤振速度 Table 2 Modal frequencies and flutter velocity of model before and after optimization

	模态/颤振	原准	优化前	优化后	误差/%
Γ	第1阶/Hz	1.00	0.92	0.99	1.0
	第2阶/Hz	2.39	2.51	2.49	3.9
	第3阶/Hz	3.45	3.37	3.43	0.7
	第4阶/Hz	4.45	4.65	4.65	4.5
	颤振速度/(m/s)	23.4	22.5	24.3	3.6

由计算结果可以看出,优化后的模型动力学特性及颤 振速度与原准相近,满足设计要求,优化后的模型梁截面尺 寸、蒙皮厚度对比如图9所示。





2.3 模型可变刚度结构设计

结构相似模型由梁、肋和蒙皮组成多闭室结构承受载 荷,上、下蒙皮对模型的刚度贡献很大,因此为实现模型局 部刚度可变设计要求,依据敏度分析结果选取对颤振特性 影响显著的局部6个区域蒙皮进行可变刚度设计,如图9 (d)所示。局部蒙皮厚度同时变化对模型颤振特性的影响 计算结果如图10所示,当局部蒙皮厚度系数在0.8~1.5变化 时,颤振速度随之变化约10%。





通过可拆卸设计实现局部6个区域蒙皮厚度独立可 变,各区域蒙皮通过边缘多组螺钉与模型内部骨架连接,如 图11所示。在风洞试验中可通过6个区域蒙皮厚度的不同 组合进行局部区域刚度对颤振特性的影响的试验研究,进 而摸清局部刚度对真实机翼颤振特性的影响,为机翼结构 气动弹性优化设计提供支撑。



图 11 局部蒙皮可拆卸设计 Fig.11 Removable design of local skin

2.4 基于3D打印技术的模型制造和风洞模型的仿真建模

机翼结构相似模型采用光敏树脂材料,主体结构和可 拆卸蒙皮分别通过3D打印技术一体化加工成形,模拟机身 支持刚度的弹性梁采用金属合金机制造并与主体结构连 接。其中模型主体结构包括模型的梁、肋、蒙皮(不可拆卸 部分)、桁条、操纵面和部分配重。同常规颤振模型相比,基 于3D打印技术的主体结构制造周期大幅缩减约50%。

根据风洞模型的实际结构尺寸、重量和材料特性,建立 了风洞模型结构动力学仿真FEM,用于对实物模型进行校 核计算并为模型制造和风洞试验提供仿真数据支撑。3D 打印机翼结构相似颤振模型如图12所示,实际典型尺寸及 重量与设计值对比见表3。



图 12 机翼结构相似模型 Fig.12 Structural similarity model of wing

表3 3	D打印机翼模型头际典型尺寸及重重与设计值对比
Table 3	Comparison between typical dimensions and
	weight of 3D printed wing model with design values

	实际值	设计值
根弦长度/mm	809.4	809.1
展长/mm	690.8	690.7
主体结构重量/g	2918.5	2876.9
可拆卸蒙皮1区重量/g	145.1	143.5
可拆卸蒙皮2区重量/g	173.1	169.6
可拆卸蒙皮3区重量/g	85.2	84.6
可拆卸蒙皮4区重量/g	122.2	119.9
可拆卸蒙皮5区重量/g	67.0	66.3
可拆卸蒙皮6区重量/g	96.6	94.7

3 颤振模型风洞试验结果

在中国航天空气动力技术研究院的FD-09风洞进行颤振模型风洞试验,机翼结构相似模型表现为典型的弯扭耦合型颤振,风洞试验中颤振过程的模型结构加速度时域历程如图13所示。通过变参数试验获得了模型颤振速度与

各区域局部刚度的关系,模型颤振风洞试验结果随三个典型区域蒙皮厚度变化规律如图14所示,其中颤振速度比为 某状态与标准状态颤振速度试验结果的比值。



图13 机翼模型颤振响应时间历程





4 结论

通过研究,可以得出以下结论:

(1)发展了一种基于3D打印技术的低速颤振模型设计技术,针对某机翼,完成了结构相似颤振模型设计、优化和制造,成功地取得了颤振风洞试验应用。

(2)与常规低速颤振模型相比,3D打印颤振模型具有 可设计性强、制造周期短等显著优势。应用3D打印技术, 一方面可以利用传统制造工艺难以实现的复杂结构形式进 行设计,以实现模型局部刚度变参等特殊功能;另一方面以 3D打印制造工艺取代常规模型制造中采用的传统金属、非 金属制造工艺,使得模型制造周期大幅缩减,对于模型主体 结构可缩减约50%。

(3) 机翼 3D 打印颤振模型风洞试验结果可作为机翼 颤振机理和颤振设计的重要参考,通过颤振风洞试验应用, 验证了 3D 打印颤振模型设计技术的可行性和有效性。

⁴AST

参考文献

- [1] GJB 67.7A—2008 军用飞机结构强度规范第7部分:气动 弹性[S]. 北京:总装备部军标出版发行部,2008.
 GJB 67.7A—2008 Military airplane structural strength specification part 7: Aeroelasticity[S]. Beijing: General Armaments Department Military Standard Publication Distribution Department, 2008. (in Chinese)
- [2] 管德.飞机气动弹性力学手册[M].北京:航空工业出版社, 1994.

Guan De. Aircraft aeroelasticity hand-book[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1994. (in Chinese)

[3] 杨超,吴志刚,万志强,等.飞行器气动弹性原理[M].北京: 北京航空航天大学出版社,2011.

Yang Chao, Wu Zhigang, Wan Zhiqiang, et al. Principle of aircraft aeroelasticity[M]. Beijing: Beihang University Press, 2011. (in Chinese)

- [4] Ryan J J, Bosworth J T, Burken J J, et al. Current and future research in active control of lightweight, flexible structures using the X–56 aircraft[R]. AIAA-2014-0597, 2014.
- [5] 何开锋,毛仲君,汪清,等.缩比模型演示验证飞行试验及关 键技术[J].空气动力学学报,2017,35(5):671-679.
 He Kaifeng, Mao Zhongjun, Wang Qing, et al. Demonstration and validation flight test of scaled aircraft model and its key technologies[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(5): 671-679. (in Chinese)
- [6] Zeng J, Kingsbury D W, Ritz E, et al. GVT-based ground flutter test without wind tunnel[R]. AIAA-2011-1942,2011.
- [7] 许云涛,吴志刚,杨超.地面颤振模拟试验中的非定常气动力 模拟[J]. 航空学报,2012,33(11):1947-1957.
 Xu Yuntao, Wu Zhigang, Yang Chao. Simulation of the unsteady aerodynamic forces for ground flutter simulation test
 [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(11):

1947-1957. (in Chinese)

- [8] 张桂玮,谭光辉,徐钦炜,等.地面颤振模拟试验中加载系统 动态特性的影响研究[J].振动与冲击,2020,39(16):214-221. Zhang Guiwei, Tan Guanghui, Xu Qinwei, et al. A study on the impact of dynamic characteristics of a loading system in ground flutter simulation[J]. Journal of Vibration and Shock, 2020, 39(16): 214-221. (in Chinese)
- [9] Chedrik V V, Ishmuratov F Z, Zichenkov M C, et al. Optimization approach to design of aeroelastic dynamicallyscaled models of aircraft[R]. AIAA-2004-4642, 2004.
- [10] 王延庆,沈竞兴,吴海全. 3D打印材料应用和研究现状[J]. 航 空材料学报,2016,36(4):89-98.
 Wang Yanqing, Shen Jingxing, Wu Haiquan. Application and research status of alternative materials for 3D printing technology[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2016, 36(4):
- 89-98. (in Chinese) [11] 王向明,苏亚东,吴斌,等.增材技术在飞机结构研制中的应 用[J]. 航空制造技术,2014(22):16-20. Wang Xiangming, Su Yadong, Wu Bin, et al. Application of addi-

tive technology in aircraft structure development[J]. Aeronautical Manufacturing & Technology, 2014(22): 16-20. (in Chinese)

[12] 张学军,唐思熠,肇恒跃,等. 3D打印技术研究现状和关键技 术[J]. 材料工程,2016,44(2):122-128.

Zhang Xuejun, Tang Siyi, Zhao Hengyue, et al. Research status and key technologies of 3D printing[J]. Journal of Materials Engineering, 2016, 44(2): 122-128. (in Chinese)

[13] 王向明.飞机新概念结构设计与工程应用[J]. 航空科学技术, 2020,31(4):1-7.

Wang Xiangming. New concept structure design and engineering application of aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(4): 1-7. (in Chinese)

- [14] 周梅萍,王中兴,赵云,等. 航空领域增材制造技术专利态势 分析[J]. 航空科学技术,2020,31(1):44-51.
 Zhou Meiping, Wang Zhongxing, Zhao Yun, et al. Analysis on patent situation of additive manufacturing technology in aeronautic field[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(1): 44-51. (in Chinese)
- [15] Pankonien A M, Reich G W, Schottelkotte J J, et al. A 3D

printed wind tunnel flutter model[R].AIAA-2017-0411, 2017.

- Pankonien A M, Durscher R. Multi-material printed trailing edge control surface for an aeroservoelastic wind tunnel model
 [C]// 2018 Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Atlanta, Georgia, AIAA, 2018.
- [17] Pankonien A M, Durscher R. Parametric 3D-printable flutter model for constrained aeroelastic scaling[C]// AIAA SciTech 2019 Forum, San Diego, California, AIAA, 2019.
- [18] Pankonien A M, Durscher R. Aeroelastic trade study of a conformal control surface for a printable wind tunnel model [C]// AIAA SciTech 2019 Forum, San Diego, California, AIAA, 2019.
- [19] 钱卫,王标,赵铁铭.全机结构相似跨声速颤振模型设计、制造与风洞试验[J].振动工程学报,2010,23(S):304-308.
 Qian Wei, Wang Biao, Zhao Tieming. Full structure similar transonic flutter model design, manufacture and wind tunnel test [J]. Journal of Vibration Engineering, 2010, 23(S): 304-308. (in Chinese)
- [20] 胡家亮,钱卫,张桂江.复合材料夹芯板垂尾低速颤振模型的 优化设计[J].振动工程学报,2012,25(S):343-346.
 Hu Jialiang, Qian Wei, Zhang Guijiang. Optimal design of composite sandwich plate low-speed vertical tail flutter mode [J]. Journal of Vibration Engineering, 2012, 25(S): 343-346. (in Chinese)
- [21] 万志强,杨超,郦正能. 混合遗传算法在气动弹性多学科优化 中的应用[J]. 北京航空航天大学学报,2004,30(12):1142-1146.

Wan Zhiqiang, Yang Chao, Li Zhengneng. Application of hybrid genetic algorithm in aeroelastic multidisciplinary optimization [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(12): 1142-1146. (in Chinese)

[22] 万志强,杨超.设计敏度在气动弹性遗传优化中的应用[J].北 京航空航天大学学报,2006,32(5):508-512.

Wan Zhiqiang, Yang Chao. Application of design sensitivity in aeroelstic genetic optimization [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(5): 508-512. (in Chinese)

Design and Application of 3D Printed Aircraft Flutter Wind Tunnel Test Model

Hu Jialiang, Wu Jiangpeng, Tuo Chaozhi, Zhang Hui, Hu Xin, Shen En'nan AVIC Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110035, China

Abstract: Flutter wind tunnel test is a necessary technique in the aeroelasticity design of aircraft. With the increasing requirement of aeroelastic quality of advanced aircraft, it is more urgent to rapid structural parameter design by flutter wind tunnel test. In order to achieve the requirements for structural parameter design and simultaneously reduce the design and manufacturing period of flutter model, a low-speed flutter model design method based on 3D printing technology is explored and developed. According to the low-speed flutter wind tunnel test requirements of a wing variable stiffness, the 3D printed structural similarity flutter model scheme is adopted, and the local stiffness of the model is variable by removable local skin design. The structural design, integrated optimization, manufacture and wind tunnel test of the model are performed. Flutter coupling mechanism and the effects of local stiffness on flutter characteristic of the wing are studied. The feasibility and validity of the 3D printed flutter model design method are verified.

Key Words: 3D printing; flutter; model design; optimization design; wind tunnel test; low-speed wind tunnel