

文章编号:1000-8055(2013)04-0866-06

高结构效率的斜流压气机结构设计

张大义, 洪 杰, 马艳红, 梁智超

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对高负荷斜流压气机的结构设计需求, 引入和完善斜流叶盘的结构效率评估方法, 用以协调各种设计要求和优化结构设计. 基于提高结构效率的设计思想, 提出“C”型和“M”型两种新型斜流叶盘结构方案, 并通过平均应力值、振动鲁棒系数和轮缘变形协调系数 3 项的分析和结构效率系数的对比, 论证了新型轮盘结构在减轻质量、提高可靠性和降低叶尖损失等方面的优势. 分析结果表明: “M”型叶盘结构方案可使平均应力提高 24.7%, 质量降低 20%, 振动响应降低 37.9%, 轮缘最大变形降低 67.6%.

关 键 词: 斜流压气机; 结构设计; 结构效率; 静强度; 振动响应

中图分类号: V231.9

文献标志码: A

Novel structural design of mixed-flow compressor with high structural efficiency

ZHANG Da-yi, HONG Jie, MA Yan-hong, LIANG Zhi-chao

(School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Structural efficiency evaluation method was employed and improved in structural design of high-load mixed-flow compressor to meet the strict requirements and to optimize the bladed disk structure. Two novel structure schemes were put forward named type “C” and type “M” to increase the structural efficiency. The key items including average stress, vibration robust coefficient and rim deformation coordination coefficient were calculated, and structural efficiency coefficient was studied and evaluated contrastively. Finally, the advantages of the novel structure schemes are proved including low weight, high reliability and low loss at blade tips. The calculation result shows the “M” structure scheme could result in that 24.7% increase in average stress, 20% decreasing in mass, 37.9% decreasing in vibration response and 67.6% decreasing in rim deformation.

Key words: mixed-flow compressor; structural design; structural efficiency; static strength; vibration response

随着小型燃气涡轮发动机在各种工业中的应用不断增加, 斜流压气机的使用也日益广泛^[1], 尤其是在直升机、导弹、无人机等小型飞行器中为了减少发动机的零件数目, 缩短轴向尺寸, 提高单级压气机的增压比, 斜流压气机的使用越来越广泛. 这就对斜流压气机气动性能和结构强度等方面的

设计工作提出了越来越高的要求.

高负荷的斜流压气机大多采用长、短叶片的设计思想, 这是由于气流最容易在叶背后段分离, 所以在后段局部加上短叶片, 这样既可以抑制气流分离, 又可以避免因增加全弦长叶片引起堵塞、效率下降和质量增加^[2]. 斜流压气机结构形式上

收稿日期: 2012-05-05

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130417.1353.201304.866_021.html

作者简介: 张大义(1979—), 男, 辽宁抚顺人, 讲师, 博士, 主要从事航空发动机叶盘振动及振动控制.

的特点决定了其静强度特性、振动特性以及转子刚度特性上的复杂性^[3]。因此在斜流压气机结构设计中需要掌握特有的关键技术,例如如何降低结构质量,如何降低振动敏感度,如何控制叶片间隙以及如何提高盘轴连接结构的稳定性,这些都是工程设计中的关键问题。

由于在结构设计中同时达到这些目标是互相制约的,因此本文引入和完善结构效率的评估方法,协调各种设计要求以达到最优结构。基于提高结构效率的设计思想,提出“C”型和“M”型两种新型斜流叶盘结构方案,并通过静强度分析、振动响应分析、变形分析以及结构效率评估,对各轮盘结构方案进行对比,论证了新型轮盘结构在力学特征和结构效率上的优势。

1 斜流叶盘的结构设计要求

根据斜流叶盘的力学特征,在满足结构强度设计准则的前提下,静强度、振动以及连接刚度3个方面应尽可能达到如下设计要求。

1.1 静强度设计

由于斜流压气机气流通道设计上的需求,进气端与排气端的径向尺寸差距较大,这给盘体的等强度设计带来困难,同时排气端在高离心载荷作用下容易出现大的径向变形,影响气动效率甚至导致碰摩故障,因此在静强度设计中需要重点考虑两个关键问题:①提高轮盘平均应力水平,最大限度降低质量;②控制盘缘的变形,保证转静间隙的协调分布。

斜流轮盘的大变形区多出现在轮缘的排气边位置,其主要由径向分量引起。由于轮盘的径向变形会直接影响长、短叶片排气端的叶尖间隙,因此应当通过优化轮盘结构,控制盘缘的局部变形,保证轮缘径向变形沿轴向的协调分布。

1.2 振动设计

气动、强度以及减轻质量等设计需求,使得盘体的尾缘部分越来越薄,这将导致盘体尾缘对气动激振力十分敏感,容易引发危害性振动,同时由于盘体刚性的相对下降,盘片耦合振动问题尤为突出,使得斜流叶盘结构在发动机宽广的工作转速内,很难避开各阶激振力,因此在振动设计中需要重点考虑两个关键问题:①降低轮盘振动敏感性,避免低阶有害振动;②发展适用于斜流叶盘的新型阻尼结构,降低振动响应。

1.3 连接结构设计

斜流压气机转子由于质量分布的不均匀,在

盘轴连接形式和连接刚度上需要进行合理设计,以保证连接的可靠和转子系统良好的动力特性,因此在斜流叶盘与轴的连接结构设计中应达到两个基本要求:①刚度质量的协调分布,减少轴局部振动;②提高盘轴连接稳定性,保证连接结构完整性。

2 斜流叶盘的结构效率评估方法

由于在斜流叶盘结构设计中要同时达到上述目标是互相制约的,因此需要在总体结构设计上协调各种要求以达到最优化,建立评估新结构方案综合收益的科学方法,引入和完善结构效率的评估方法是解决问题的有效途径。

结构效率的概念最早由 NASA 的 Norris 和 William^[4-5]在 1949 年应用于飞机承力组合板的结构设计。为了综合考虑强度、减轻质量等设计需求,采用单位面积载荷和组合板长度的比值定义结构效率,进而对板的截面形状进行优化。Jerry 和 Martin 等^[6-8]针对压气机中关键板结构,采用试验和数值方法对板的屈曲特征值求解,使用屈曲应力结果和结构长度的比值来定义结构效率,通过复合材料替代铝合金以及截面形状优化的结构设计,最终在真实结构中减轻质量值达到了 42%。美国麦道公司 Fischler 在超声速巡航飞行器的设计中也应用了结构效率的评估方法。美国通用电气公司(GE)公司的 Storace^[9]在整机结构设计中使用结构效率,并提出权衡比强度、振动特性以及发动机闭合同隙的整机结构效率分析方法和设计方案。

根据结构效率概念和笔者前期研究基础^[10-11],结合斜流叶盘的力学特征和结构设计要求,分别使用平均应力值,振动鲁棒系数和轮缘变形协调系数来建立结构效率的 3 项:

E_s ——发动机质量有效承载项(engine strength);

M_p ——模态参与项(modal participation);

D_c ——变形量协调项(deformation coordination)。

平均应力值直接体现材料利用率水平,定义如式(1)所示

$$E_s = \sum_{i=1}^n S_i \cdot m_i / \sum_{i=1}^n m_i \quad (1)$$

其中 S_i 和 m_i 分别为叶盘结构第 i 个单元的应力值和质量值, n 为单元总数。平均应力值 E_s 越大,表明应力分布越均匀,越接近于等强度设计,材料

的使用率越高。

振动鲁棒系数直接体现轮盘的振动变形对载荷的敏感程度,定义如(2)所示

$$M_p = F/D_v \quad (2)$$

其中 F 为作用于轮盘的激振力值, D_v 为轮缘的振动位移峰峰值。振动不敏感系数 M_p 越大表明轮盘对载荷激励越不敏感,稳定性越好。对发动机轮盘而言,存在的主要激振力为气动载荷周向不均带来的激振力,此激励可以是相对于静止坐标系不动的静力,也可以是按一定转速随转子旋转的气动力,但对轮盘而言会形成行波激励。因此在 D_v 求解中,可输入大小为 F 、运动速度为轮盘转速的行波激励,求得轮盘在行波载荷下的瞬态动力响应,再由计算收敛后的振动响应结果获得轮缘处的振动位移峰峰值 D_v 。

轮缘变形协调系数直接体现轮缘变形沿轴向的协调分布,定义如(3)所示

$$D_c = D_{avg}/D_{max} \quad (3)$$

其中 D_{avg} 为轮缘各点变形的平均值, D_{max} 为轮缘变形最大位置的变形值。轮缘变形协调系数 D_c 越大,表明轮缘变形值沿轴向的差异越小,局部变形越小,气动效率越高。

在实际问题中 3 项均采用相对值,定义结构效率系数如式(4)所示,方程式中每个项都代表设计改变后的值与原始值的比,高结构效率系数是结构设计的目标

$$I_c = E'_s/E_s + M'_p/M_p + D'_c/D_c \quad (4)$$

其中 E_s, M_p, D_c 为基准各项值,在斜流叶盘的结构改进设计中,可使用原型轮盘结构为基准值; E'_s, M'_p, D'_c 为新型轮盘结构的各项值。

3 新型斜流叶盘结构方案

从结构效率的 3 个方面出发,提出新型斜流压气机结构方案,使其能够在质量、振动敏感度以及变形方面均有大幅度提高,必须首先回答结构设计中的 3 个关键问题。

1) 如何提高材料使用率,提高轮盘平均应力水平,最大限度降低质量。

2) 如何降低振动敏感性和振动响应,保证压气机在宽广工作转速内的稳定工作。

3) 如何控制盘缘变形和提高盘轴连接稳定性,保证转静间隙的协调分布,最大限度降低气动损失。

据此在原始设计结构基础上,如图 1,提出多盘斜流压气机设计方案,如图 2,在结构方案上给

出解决关键技术的技术途径。

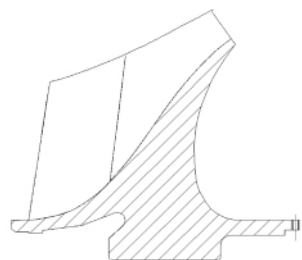
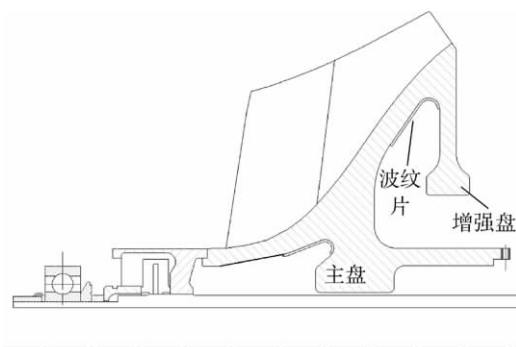
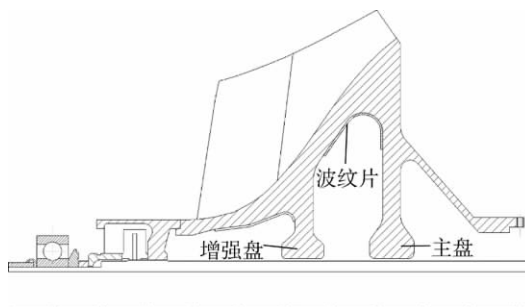


图 1 初始斜流叶盘方案剖面图

Fig. 1 Initial mixed-flow compressor section



(a) 方案A双盘“C”型结构



(b) 方案B双盘“M”型结构

图 2 新型斜流叶盘方案剖面图

Fig. 2 Novel mixed-flow compressor section

1) 采用多盘结构设计,提高平均应力水平。斜流压气机盘前后缘直径差异大,盘身应力分布极不均匀。多盘结构设计可以降低轮盘应力分布差异,降低应力集中系数,提高材料使用率,进而降低斜流压气机质量。

2) 增加阻尼结构,采用波纹片吸振衬套,降低振动响应。斜流叶盘模态十分密集,避开共振几乎不可能,而叶冠、凸肩、缘板等传统阻尼结构又不适用于斜流叶盘结构,因此提出新型波纹片吸振衬套,轮盘振动过程中,叶片和轮盘鼓筒的振动能量会传到位于轮盘内部的波纹片吸振衬套上,利用盘体和衬套间的摩擦消耗振动能量,通过合

理设计吸振衬套的结构动力特性和阻尼特性,有效降低叶盘的振动应力水平。

3) 采用多盘结构设计,控制盘缘局部变形。多盘结构设计通过调整轮盘位置可以有效控制盘缘的局部变形,保证转静间隙的协调分布。采用盘轴一体和盒式结构设计,避免盘轴连接位置的刚度突变,减少局部振动,并通过合适的轴向预紧力提高接触稳定性。

4 斜流叶盘结构效率评估与对比分析

分别针对3个斜流叶盘结构方案,在满足结构强度设计准则的前提下,以提高结构效率为目标,进行结构优化设计。由于结构的复杂性,优化过程中静强度分析和振动分析均采用有限元方法,考虑到有限元计算和优化过程在多篇文献中均有详细论述^[12-15],因此本文不进行重点阐述,仅给出最终优化叶盘结构的结构效率评估结果。

4.1 平均应力值

由静强度分析获得最终优化叶盘结构的应力分布,计算中考虑离心载荷、热载荷以及气动载荷的影响。

根据静强度分析结果绘制盘体应力均匀程度对比图,如图3所示。由图3可直观看出:初始轮盘应力水平主要集中在50~350 MPa的低应力区,而在方案A、方案B中应力水平有明显提高。如方案A与初始方案对比,50~350 MPa等效应力区由71.6%降低到44.2%;350~550 MPa等效应力区由26%增加到37.8%;550~700 MPa由2%大幅度增加到18.0%。

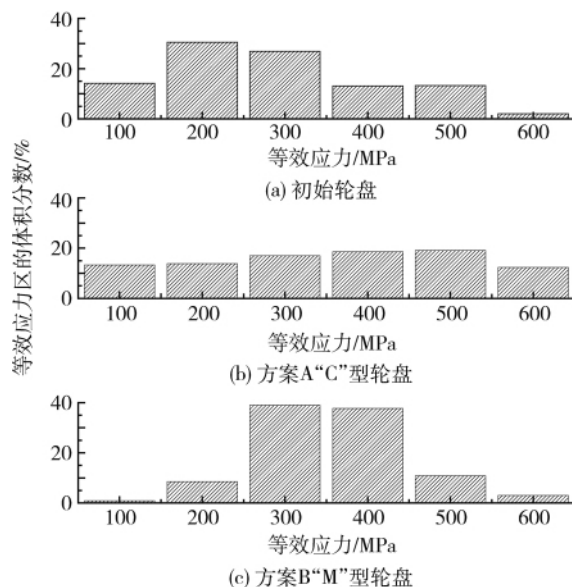


图3 应力均匀程度对比图

Fig. 3 Contrast on uniform level of stress

进一步根据式(1)求得3种结构方案的总体平均应力分别为285.7, 375.2, 356.2 MPa, 高应力值区比例的增大和平均应力水平的提高,表征材料使用率得到了明显提高。

4.2 振动鲁棒系数

采用瞬态动力学方法对轮盘在行波载荷下的振动响应进行求解,计算中考虑材料阻尼和干摩擦阻尼的影响。

将计算收敛后的振动响应值进行对比,如图4所示。由图4可直观看出,采用方案A、方案B后,由于增加了波纹片吸振衬套,振动响应分别降低了44.1%和37.9%,因此有效降低了轮盘对激振载荷的敏感程度,增加了轮盘结构的工作稳定性。

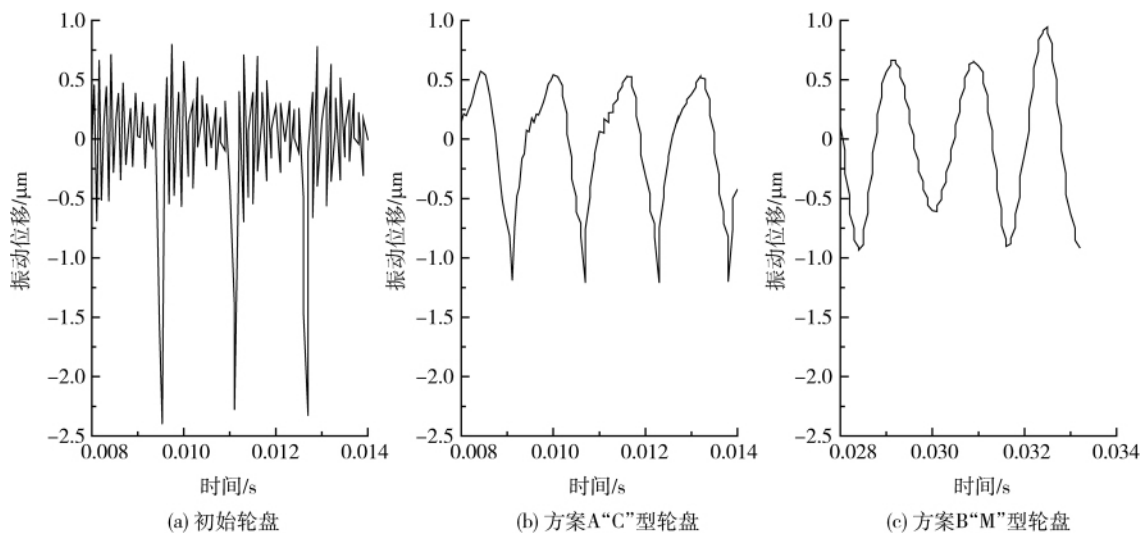


图4 振动响应对比曲线

Fig. 4 Contrast on vibration displacement

进一步根据式(2)求得3种结构方案的振动鲁棒系数分别为32320.6, 57803.5, 52056.2 N/mm, 振动鲁棒系数的提高, 表征结构的振动敏感度低, 在相同激振力下振动响应更小。

4.3 轮缘变形协调系数

由静强度分析获得在机动飞行状态下的轮缘变形分布, 计算中考虑离心载荷、热载荷、气动载荷以及陀螺力矩的影响。

将3种方案轮缘的总变形值进行对比, 如图5所示。由图可直观看出, 初始轮盘尾缘处局部变形较大, 达到1.272 mm, 在采用方案A、方案B后, 有效控制了轮缘局部变形, 最大变形值分别降低了26.9%和67.6%, 进而提高了轮缘变形沿轴向的协调程度。

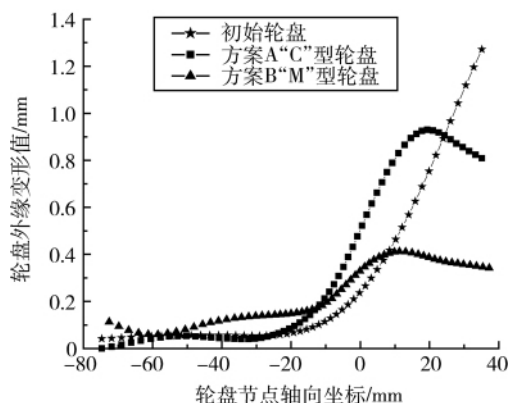


图5 轮缘变形对比曲线

Fig. 5 Contrast on rim deformation

进一步根据式(3)求得3种结构方案的轮缘变形协调系数分别为0.2325, 0.3951和0.5732, 轮缘变形协调系数的提高, 表征叶尖处转静间隙可以得到更有效的控制, 从而降低叶尖处的气动损失。

4.4 结构效率系数

根据式(4)将3种方案的结构效率系数进行对比, 如表1所示。可见, 在方案A、方案B中, 通过平均应力值、轮缘变形协调系数以及振动鲁棒系数的提高, 大幅度提升了轮盘结构效率。

将3种方案的轮盘质量进行对比, 如表2。可见, 在满足强度准则前提下, 以高结构效率为目标进行结构设计, 可以在提高可靠性和保证气动效率的同时降低质量, 这对高推质比/功质比的燃气涡轮发动机结构设计具有重要的借鉴意义。

表1 各方案结构效率系数对比表

Table 1 Contrast on structural efficiency coefficients

	原型方案	方案A	方案B
平均应力相对值	1	1.31	1.25
振动鲁棒系数相对值	1	1.79	1.61
轮缘变形协调相对值	1	1.70	2.46
结构效率	3	4.80	5.32

表2 各方案质量对比表

Table 2 Contrast on mass

	原型方案	方案A	方案B
质量绝对值/kg	7.00568	5.89721	5.57940
质量相对值	1	0.84	0.80

5 结 论

基于提高结构效率的设计思想, 提出“C”型和“M”型两种新型斜流叶盘结构方案。通过平均应力值、振动鲁棒系数和轮缘变形协调系数三項的分析和结构效率系数、叶盘总质量的对比, 论证了结构效率评估方法的有效性以及新型轮盘结构在力学特征和结构效率上的优势。

“C”型轮盘可使平均应力提高31.3%, 振动响应降低44.1%, 轮缘最大变形降低26.9%, 最终轮盘质量降低16%; 方案B“M”型轮盘可使平均应力提高24.7%, 振动响应降低37.9%, 轮缘最大变形降低67.6%, 最终轮盘质量降低20%。

本文工作只是验证了新型斜流叶盘方案在力学特征和结构效率上的优势, 并未开展结构细节上的优化工作, 尤其在轮缘前端以及后轴段处还有很大的减轻质量空间, 可进一步开展结构细节的设计工作, 提高结构效率。

参考文献:

- [1] 兰海. 斜流式风机叶轮三维设计与分析[D]. 西安: 西北工业大学, 2004.
LAN Hai. Quasi-three dimensional design of diagonal flow fan impeller and numerical analysis[D]. Xi'an: Northwest Polytechnical University, 2004. (in Chinese)
- [2] 杜建一, 汤华, 赵晓路, 等. 叶顶间隙对离心压气机性能影响的研究[J]. 工程热物理学报, 2006, 27(4): 583-585.
DU Jianyi, TANG Hua, ZHAO Xiaolu, et al. Study on centrifugal impeller with tip clearance[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006, 27(4): 583-585. (in Chinese)

- [3] 袁鹏. 涡轴发动机气动性能改进研究及离心叶轮改型设计[D]. 南京:南京航空航天大学,2007.
YUAN Peng. Research on the performance of a turbo-shaft engine and its centrifugal compressor impeller design [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2007. (in Chinese)
- [4] Norris F D,William A H. Comparison of the structural efficiency of panels having straight-web and curved-web Y-section stiffeners[R]. NACA Technical Note 1787,1949.
- [5] Norris F D,Rosen B W. Structural efficiency of orthotropic cylindrical shells subjected to axial compression[R]. AIAA 65-73,1965.
- [6] Jerry G W,Martin M M. Analytical and experimental study of structurally efficient composite hat-stiffened panels loaded in axial compression[R]. AIAA Paper 75-754,1975.
- [7] Jerry G W,Stein M. Buckling behavior and structural efficiency of open-section stiffened composite compression panels[R]. AIAA 76-35202,1976.
- [8] Stein M,Jerry G W. Buckling and structural efficiency of sandwich-blade stiffened composite compression panels [R]. NASA Report, TP-12691,1978.
- [9] Storace A F. Turbine engine structural efficiency determination[R]. Monterey, AIAA Technical Report 89-2571, 1989.
- [10] 张大义,马艳红,梁智超,等. 整机结构设计的评估方法:结构效率[J]. 航空动力学报,2010,25(10):2070-2176.
ZHANG Dayi,MA Yanhong,LIANG Zhichao,et al. Evaluation method on whole engine structural design: structural efficiency[J]. Journal of Aerospace Power,2010,25(10):2070-2176. (in Chinese)
- [11] 张大义,洪杰,梁智超. 航空发动机转子系统的结构效率评估方法研究[R]. 贵阳:第9届全国转子动力学学术讨论会,2010.
- [12] 殷艺云,郭海丁. 基于粒子群神经网络的轮盘优化[J]. 航空动力学报,2007,22(9):1579-1582.
YIN Yiyun, GUO Haiding. Optimization of turbine disk based on particle swarm optimization and neural network [J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(9):1579-1582. (in Chinese)
- [13] 刘朝勋,于立彪,翟峰,等. 负重轮轮盘结构优化减重分析[J]. 中国制造业信息化,2003,32(2):94-96.
LIU Chaoxun, YU Libiao, ZHAI Feng, et al. The simulation and structure optimization of wheel disc[J]. Manufacturing Information Engineering of China, 2003, 32(2): 94-96. (in Chinese)
- [14] ZHANG Dayi, HONG Jie, MA Yanhong, et al. A probability method for prediction on high cycle fatigue of blades caused by aerodynamic loads[J]. Advances in Engineering Software, 2011, 42(12): 1059-1073.
- [15] 张大义,马艳红,洪杰,等. 双向顺序耦合法求解动力响应的试验验证[J]. 航空动力学报,2011,26(6):1266-1273.
ZHANG Dayi, MA Yanhong, HONG Jie, et al. Experimental verification on bidirectional sequential method to solve dynamical response caused by aerodynamic loads[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(6): 1266-1273. (in Chinese)