

# T尾颤振风洞试验模型设计与验证

于仁业<sup>1</sup>, 王庆立<sup>1</sup>, 王巍<sup>2</sup>, 刘明<sup>1</sup>, 尹中伟<sup>1</sup>

(1. 哈尔滨飞机工业集团有限责任公司 飞机设计研究所, 哈尔滨 150066)

(2. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

**摘要:** 由于T型尾翼飞机的颤振特性与平尾静升力有关,理论预测T型尾翼飞机颤振速度的精度下降,开展T尾颤振风洞试验需设计高精度动力学相似模型。研究T尾颤振风洞试验模型刚度、质量、惯量的设计和验证方法,通过T尾颤振风洞试验研究平尾静升力和垂尾与机身连接接头的弯、扭转刚度变化对T尾颤振速度的影响。结果表明:所设计的T尾颤振风洞试验模型的质心、惯量和固有频率试验值与理论计算值误差在4%以内,预测的颤振临界速度误差在5%以内;增大垂尾与机身连接扭转刚度可显著提高颤振临界速度,增大垂尾与机身连接弯曲刚度会降低颤振临界速度,颤振试验结果对于T型尾翼的平尾总体布局和垂尾结构刚度设计具有重要的工程指导意义。

**关键词:** T尾; 颤振; 相似比例; GVT试验; 颤振风洞试验

**中图分类号:** V211.47; V215.3

**文献标识码:** A

## T-tail flutter wind tunnel test model design and validation

YU Renye<sup>1</sup>, WANG QingLi<sup>1</sup>, WANG Wei<sup>2</sup>, LIU Ming<sup>1</sup>, YIN Zhongwei<sup>1</sup>

(1. Aircraft Design Institute, Harbin Aircraft Industry Group Co., Ltd., Harbin 150066, China)

(2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** Due to the relationship between the flutter characteristics of T-tail aircraft and the static lift of the horizontal tail, the accuracy of theoretical predictions for the flutter speed of T-tail aircraft decreases. Therefore, it is particularly important to design precise T-tail flutter wind tunnel test models for wind tunnel testing. This paper systematically studies the design and validation methods for the stiffness, mass, and inertia of T-tail flutter wind tunnel test models. Through T-tail flutter wind tunnel tests, the effects of variations in the static lift of the horizontal tail and the bending and torsional stiffness of the vertical tail-fuselage connection joints on the T-tail flutter speed were validated. The research shows that the errors between the tested values (such as the center of mass, inertia, and natural frequencies) of the designed T-tail flutter wind tunnel test models and the theoretically calculated values are within 4%, and the predicted critical flutter speed error is within 5%. Increasing the torsional stiffness of the vertical tail-fuselage connection significantly improves the critical flutter speed, while increasing the bending stiffness of the vertical tail-fuselage connection reduces the critical flutter speed. The flutter test results provide important guidance for the overall layout of the horizontal tail and the structural stiffness design of the vertical tail in T-tail configurations.

**Key words:** T-tail; flutter; similar scale; ground vibration test; flutter wind tunnel test

收稿日期: 2026-01-21; 修回日期: 2026-03-31

基金项目: 哈飞创新基金

通信作者: 于仁业(1980-), 男, 学士, 研究员级高级工程师。E-mail: 13936499364@163.com

引用格式: 于仁业, 王庆立, 王巍, 等. T尾颤振风洞试验模型设计与验证[J]. 航空工程进展.

YU Renye, WANG QingLi, WANG Wei, et al. T-tail flutter wind tunnel test model design and validation[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering. (in Chinese)

## 0 引言

国内外的大型运输机、商务飞机、轻型飞机、直升机、无人机采用T型尾翼布局的越来越多,例如AG600M飞机和H140直升机。T尾布局在小攻角时可使平尾避开机翼尾流的下洗流区,使得大型飞机低速飞行时具有较好的操纵特性。T尾的平尾安装在后掠垂尾的梢部,与低平尾布局相比增大了机翼/旋翼和平尾间的“杠杆力臂”,可以更高效地控制飞机的俯仰姿态,实现更小、更轻的平尾,从而减轻尾翼的重量<sup>[1]</sup>。

虽然T尾具有上述诸多优点,但T尾飞机的颤振特性却与常规尾翼飞机有所不同。1954年英国的T型尾翼飞机Handley Page Victor在水平飞行时发生垂尾顶部破坏断裂事故,经调查事故原因是由于T尾发生了颤振,并且首次发现T尾颤振速度与水平尾翼的攻角和下反角密切相关<sup>[2]</sup>。Jennings等<sup>[3]</sup>在Queijio<sup>[4]</sup>研究的基础上开展了平尾攻角引起的静升力附加的非定常气动力情况的颤振计算。T尾颤振计算时平尾的滚转、偏航、侧滑和航向变形运动引起的附加非定常气动力不可忽略<sup>[5]</sup>,这些影响因素在目前主流的颤振分析软件Nastran、Zaero都是未考虑的,因此T尾理论研究的准确性需要在T尾颤振风洞试验下进行验证。

风洞试验研究是揭示大变形气动弹性运动机理和验证理论方法的必要手段<sup>[6]</sup>,颤振风洞试验的准确性高度依赖动力学相似模型设计的准确性。吕斌等<sup>[7]</sup>对于机翼的低速风洞颤振试验模型设计中涉及学科多、难度高、工作量大、周期长等问题采用遗传/敏度混合优化算法使设计误差在5%以内;罗务揆等<sup>[8]</sup>对于飞机颤振模型设计和试验工作中因设计参数不合理导致的试验受影响或设计进度被拖延问题,研究了基本比例尺和其他设计因素(包括超重比、主梁截面形状、当量质量比等)的关系,提高了模型设计效率;Pankonien等<sup>[9]</sup>提出多材料3D打印颤振模型制造方法,解决了非连续刚度与大尺寸打印难题,并通过试验验证了模型模态与颤振特性的一致性;Marchetti<sup>[10]</sup>针对超高展弦比支撑翼开展风洞颤振试验,测量弯扭模态耦合与阻尼变化,揭示支撑结构对颤振边界的影响;Lanari等<sup>[11]</sup>在法国国家航空研究实验室ONERA

S2MA增压风洞中采用最新改进的T型尾翼跨声速颤振试验的测试装置,研究了马赫数变化(从 $Ma=0.700$ 到 $Ma=0.925$ )、强迫俯仰运动激励频率、攻角和滞止压力变化对颤振特性的影响。

国内针对T尾颤振问题的理论研究较多,但缺乏足够的试验数据支撑,因此有必要开展T尾颤振风洞试验研究,为颤振分析理论发展提供可信的试验数据支持。随着T尾构型在通用飞机上越来越广泛的应用,相较于价格昂贵的3D打印颤振模型<sup>[12]</sup>,采用金属骨架和轻木蒙皮设计的颤振模型具有更高的性价比。本文采用铁木辛柯梁理论<sup>[13]</sup>精确计算梁截面刚度进行相似模型金属骨架刚度的设计方法,研究对初步设计的框段模型进行质量、惯量测试和优化配平方法,分析平尾静升力和垂尾与机身连接接头的弯、扭转刚度变化对T尾颤振速度的影响。

## 1 T尾颤振风洞试验模型相似准则

相似理论是进行缩比相似模型设计的理论基础。颤振风洞试验模型与真实飞机是几何相似、运动学相似、动力学相似的。主要包括:

### 1) 几何相似

几何相似就是试验模型经过各向等比例变形后几何形状与原模型相同,所有对应的线性尺寸成一定比例,对应角相等。试验模型与原模型的任意对应点连线的线性长度比例尺为: $k_l$ 。

### 2) 运动学相似

运动学相似是指模型流动与原型流动的流线几何相似,而且对应点的速度方向相同,速度大小成一定比例。试验模型与原模型的绕流流场中任意对应点的气体微团的速度比例尺为: $k_v$ 。

### 3) 动力学相似

动力学相似是指实验模型流场与机翼原型流场对应点上力的大小之比为常值,且力的方向相同。力的比例尺为

$$k_F = \frac{F_m}{F_p} = \frac{m_m a_m}{m_p a_p} = k_m k_a = k_\rho k_l^2 k_v^2 \quad (1)$$

式中: $F_m$ 、 $m_m$ 、 $a_m$ 和 $F_p$ 、 $m_p$ 、 $a_p$ 分别为试验模型与原模型在绕流流场中任意对应点的气体微团所受力的值、气体微团的质量和气体微团的加速度值; $k_m$ 、 $k_a$ 和 $k_\rho$ 分别为气体微团的质量比例尺、加速度比例

尺和密度比例尺。

由基本相似比例:长度比 $k_l$ 、速度比 $k_v$ 以及密度比 $k_\rho$ ,再采用量纲分析的方法使相似模型的颤振运动方程和原始实物系统的颤振运动方程相同,从而确定T尾颤振风洞试验模型的相似准则<sup>[14-15]</sup>,如表1所示。

表1 相似准则  
Table 1 Similarity criteria

参数	值
质量比	$k_m = k_\rho k_l^3$
刚度比	$k_{EI} = k_{GJ} = k_\rho k_v^2 k_l^4$
惯量比	$k_{Jm} = k_\rho k_l^5$
频率比	$k_f = k_v k_l^{-1}$

首先,长度比的确定要满足风洞试验阻塞度限制要求,通常要求模型对风洞的阻塞度不超过5%,阻塞度即模型最大横截面积与风洞试验段截面积的比值。速度比的确定要使风洞试验模型的颤振速度在风洞的最大稳定试验风速段以内<sup>[16]</sup>。根据风洞试验的大气密度条件与颤振计算分析中的参考大气密度,通常选定密度比为1。因此,基本相似比例的约束条件如下:

$$\begin{cases} \epsilon = A_m/A_p \leq 5\% \\ k_v < 1 \\ k_\rho = 1 \end{cases} \quad (2)$$

其次,确定的长度比不能太小。因为长度比太小,将导致质量比太小。相似模型质量太小,模拟刚度的金属骨架占比了大部分质量,剩余的质量将无法设计外形蒙皮和框段。另外,相似模型的惯量模拟,一部分由金属骨架的惯量提供,另一部分由外形蒙皮、框段和配重提供,相似模型质量太小也会出现无法进行惯量模拟的情况,导致相似模型设计失败。

某型机T型尾翼结构模型如图1所示,平尾翼展6 m,垂尾高度4.5 m,根据原T尾结构颤振计算结果,平尾攻角 $0^\circ$ 时其颤振速度为228 m/s,颤振临界模态是垂尾一阶弯、扭模态耦合。选用的试验风洞截面宽3.5 m、高2.5 m,风洞试验选用风洞的最大稳定试验风速为45 m/s。经过阻塞度、质量和惯量分析,确定基本相似比例尺和相似准则如表2所示。

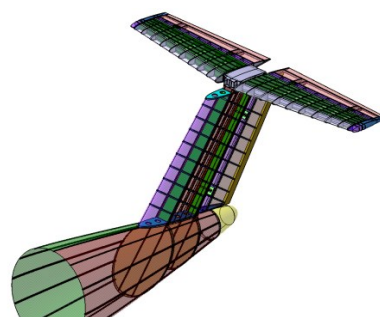


图1 T型尾翼结构模型  
Fig. 1 T-tail structure model

表2 相似参数表  
Table 2 Similar parameter table

参数	值
长度比 $k_l$	1:4
速度比 $k_v$	1:8
密度比 $k_\rho$	1:1
刚度比 $k_{EI} = k_{GJ}$	1:16 384
质量比 $k_m$	1:64
惯量比 $k_{Jm}$	1:1 024
频率比 $k_f$	1:2

## 2 T尾颤振风洞试验模型动力学设计

动力学相似模型的机身、平尾、垂尾均采用十字梁或矩形梁模拟各部件剖面的扭转刚度和弯曲刚度,传统计算剖面刚度的方法是采用结构力学单闭室剖面刚度理论计算剖面的弯曲刚度和扭转刚度。但采用基于变分渐近方法的铁木辛柯梁理论的VABS剖面特性计算软件计算的刚度则既准确又方便,可避免计算复杂剖面惯性矩和惯性积所需的复杂积分。建立各部件剖面梁模型时,以各框、肋为分界线,截取CATIA数模中各部件剖面几何,建立剖面有限元模型如图2所示,计算得到梁模型剖面的弯曲和扭转惯性矩、质量和刚心。根据相似准则,可进一步计算得到风洞试验模型各剖面梁的弯曲和扭转惯性矩、质量和刚心。

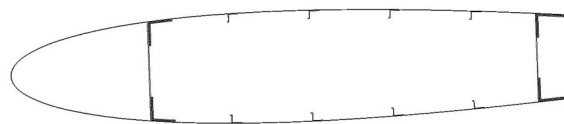


图2 剖面有限元模型  
Fig. 2 Section finite element model

根据风洞试验模型结构梁剖面的弯曲和扭转惯性矩,设计出矩形或者十字型梁模型剖面尺寸。由于要考虑风洞试验模型的外形蒙皮提供的附加刚度,根据经验计算十字型梁模型剖面刚度值取理论值的95%。十字型梁模型剖面示意如图3所示。

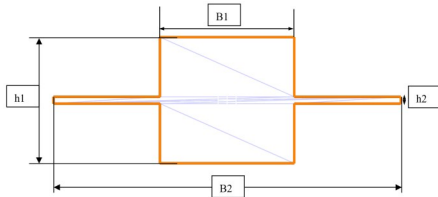


图3 十字型梁剖面

Fig. 3 Cross-shaped beam profile model

十字型梁剖面尺寸 $B_1, h_1, h_2, B_2$ 由垂直弯曲惯性矩 $I_x$ ,水平弯曲惯性矩 $I_y$ 和扭转惯性矩 $J$ 确定。计算方法如下:

$$\frac{J}{I} = 4 \left( 1 - \frac{0.63}{n} + \frac{0.052}{n^2} \right) \quad (3)$$

$$\frac{J}{I} = \frac{4}{n^2} \left( 1 - \frac{0.63}{n} + \frac{0.052}{n^2} \right) \quad (4)$$

$$B_2 = \sqrt[3]{\frac{12}{h_2} \left( I_y - \frac{B_1^3 h_1}{12} \right) + B_1^3} \quad (5)$$

采用上述方法设计的风洞试验金属骨架梁模型如图4所示,某型机T尾颤振的临界模态是垂尾弯曲和扭转模态的耦合特点,对垂尾与机身连接接头进行了变刚度设计,100%基础刚度和200%扭转刚度接头剖面尺寸如图5所示。



图4 风洞试验模型骨架梁模型

Fig. 4 Wind tunnel test model skeleton beam model

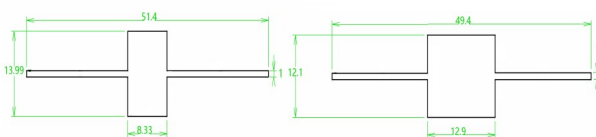


图5 垂尾与机身连接变刚度接头剖面尺寸

Fig. 5 Vertical tail and fuselage variable stiffness connection joint sectional dimension

计算了真实飞机和风洞试验动力学模型的模态频率和振型,经对比模态振型一致,低频模态频率比等于相似理论确定的理论值1:2,高频模态略有差异,但T尾颤振临界模态是低频模态,高频差异不影响颤振风洞试验结果。风洞试验动力学模型设计频率如表3所示。

表3 风洞试验动力学模型设计频率

Table 3 Frequency of dynamic model in wind tunnel test

模态阶数	真实飞机/Hz	风洞模型/Hz	频率比
垂尾侧向一弯	4.31	2.15	0.50
垂尾一扭	6.54	3.28	0.50
平尾反对称一弯	14.41	7.28	0.51
平尾对称一弯	18.03	9.09	0.50
机身侧向一弯	27.81	13.98	0.50
机身垂向一弯	28.70	14.59	0.51
平尾对称一扭	48.86	23.33	0.48
平尾反对称一扭	50.60	23.82	0.47

### 3 T尾颤振风洞试验模型地面测量试验

T尾颤振风洞试验模型的外形用分段的木制框段制造,单侧平尾、垂尾和机身分别由三个框段组成,每个框段包括翼肋、桁条以及蒙皮等结构。其中翼肋、前后樯以及桁条采用航空层板,蒙皮分为两层,首层为轻木蒙皮,在轻木蒙皮表面还敷有热缩膜进行表面修型,可满足气动对表面质量的要求<sup>[17]</sup>。由于外形框段基本不提供刚度,因此垂尾框段与机身框段在连接处是不连接的,需要设计足够的间隙,避免附加刚度。同样,平尾框段与上部整流罩的框段也需要设计足够的间隙。T尾颤振风洞试验结构模型如图6所示。

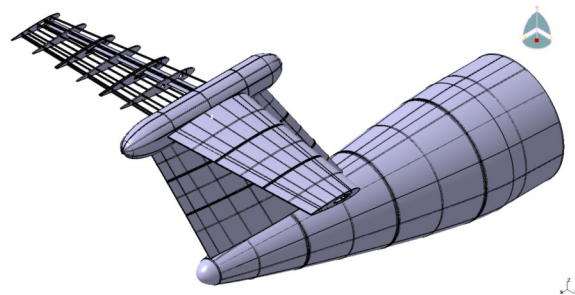


图6 风洞试验结构模型

Fig. 6 Wind tunnel test structural model

T尾颤振风洞试验模型制造出来后要经过质量、惯量和地面共振测量试验。用于锥形的蒙皮和肋组成的木质框段,测量其质量和惯量尤其重要。用扭摆法可测定试验件的转动惯量。如图7所示,将试件悬挂起来,悬挂方向与测惯矩的轴线方向相同。使试件做扭转摆动,求得其扭摆频率(rad/s),用下式确定绕O-O轴的质量惯矩:

$$J_{O-O} = \frac{mg}{\omega^2} \frac{ab}{a+b} \left( \frac{a}{L_1} + \frac{b}{L_2} \right) \quad (6)$$

式中:O为质心位置;m为结构质量;a、b、L<sub>1</sub>以及L<sub>2</sub>的定义如图7所示。

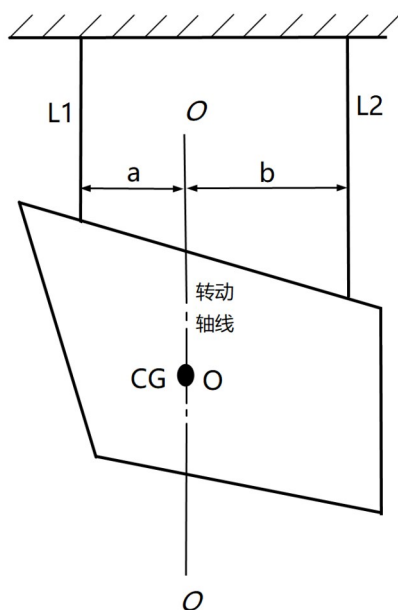


图7 扭摆法测惯量

Fig. 7 Torsion pendulum inertia measurement method

根据测试结果可以调整质量和配重,确保模型质心和惯量与设计值误差最小,如表4所示。

表4 平尾框段质量和惯量配平

Table 4 Frequency of dynamic model in wind tunnel test

项目	m/kg	I <sub>xx</sub> /kg·m <sup>2</sup>	I <sub>yy</sub> /kg·m <sup>2</sup>	I <sub>zz</sub> /kg·m <sup>2</sup>
设计值	0.233	6.76E-04	1.07E-03	1.71E-03
实测值	0.146	6.70E-04	5.68E-04	1.21E-03
配重1	0.037	—	—	—
配重2	0.050	—	—	—
配平值	0.233	6.72E-04	1.07E-03	1.72E-03

将制作完成后的模型安装在刚性试验平台上进行地面共振试验,如图8所示。通过试验测得的

模型的振型与仿真一致,模态频率对比如表5所示,可以看出:频率相对误差最大在4%以内,达到了模型设计要求<sup>[14]</sup>。存在误差的原因主要是模型装配存在非线性间隙引起的刚度差异导致的误差。



图8 风洞试验模型地面共振试验

Fig. 8 Wind tunnel test model ground vibration test

表5 风洞试验动力学模型试验频率

Table 5 Frequency of dynamic model in wind tunnel test

模态阶数	设计频率/Hz	实测频率/Hz	误差/%
垂尾侧向一弯	2.15	2.07	3.72
垂尾一扭	3.28	3.26	0.61
平尾反对称一弯	7.28	7.03	3.43
平尾对称一弯	9.09	8.80	3.19
机身侧向一弯	13.98	13.45	3.79
机身垂向一弯	14.59	14.53	0.41
平尾对称一扭	23.23	23.57	1.46
平尾反对称一扭	23.82	24.53	2.98

## 4 T尾颤振模型风洞试验

T尾颤振风洞试验研究了3种垂尾与机身连接接头刚度:100%基础刚度、200%弯曲刚度、200%扭转刚度,6个平尾攻角:从-4°到+6°每隔2°一个状态,在风洞中测量了这些情况下的颤振临界速度。T尾颤振模型在风洞中的安装状态如图9所示。



图9 T尾颤振模型在风洞中的安装状态  
Fig. 9 The mounting configuration of the T-tail flutter model in the wind tunnel

颤振临界速度试验结果和分析结果如图10所示,分析和试验的误差如表6所示,可以看出:T尾颤振速度随平尾攻角的增大而显著降低,平尾负攻角状态具有更大的颤振速度,原因在于正攻角时,垂尾侧向弯曲使的平尾垂直向上的气动力分量产生侧向分力,该力加剧了垂尾弯、扭模态耦合,负攻角则减弱垂尾弯、扭模态耦合;增大垂尾和机身连接接头弯曲刚度1倍,平尾正攻角状态颤振速度反而会降低,原因在于垂尾一弯频率增大后弯、扭频率值靠的更近容易颤振;增大垂尾和机身连接接头扭转刚度1倍,颤振速度会显著提高,原因在于垂尾一扭频率增大后弯、扭频率值离的更远不易颤振;颤振试验速度和分析速度相对误差在5%以内;T尾颤振风洞试验模型的设计是满足设计要求的,颤振试验结果对于T型尾翼的平尾总体布局和垂尾结构刚度设计具有重要的指导意义。

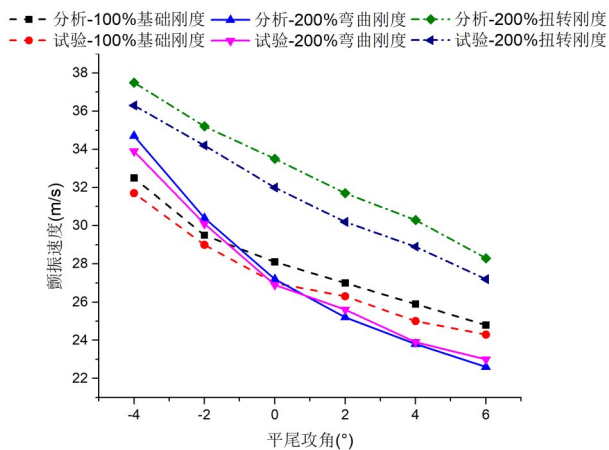


图10 颤振速度试验和分析结果  
Fig. 10 Test and analysis results on flutter speed

表6 颤振速度试验和分析误差对比  
Table 6 Comparison of test and analysis errors in flutter speed

平尾攻角/(°)	100%基础刚度/%	200%弯曲刚度/%	200%扭转刚度/%
-4	2	2	3
-2	2	1	3
0	4	1	4
2	3	2	5
4	3	0	5
6	2	2	4

## 5 结论

1) 颤振模型相似比例中的长度比应根据风洞尺寸尽可能选择较大值,否则可能使模型超重导致质量和惯量模拟不准确。

2) 采用基于变分渐近方法的铁木辛柯梁理论计算结构剖面的弯曲和扭转惯性矩、质量和刚度,再结合十字型梁剖面等效结构梁剖面,建立的风洞试验动力学模型模态频率误差在4%以内。

3) T尾颤振速度随平尾攻角从 $-4^\circ$ 到 $+6^\circ$ 快速降低,颤振分析误差在5%以内。

4) 增大垂尾与机身连接扭转刚度或者降低垂尾与机身连接弯曲刚度,使弯、扭模态频率分离可以提高T尾的颤振速度。

5) 通常平尾和垂尾连接处的结构加强设计会使垂尾弯曲刚度增大,但垂尾扭转刚度实际变化很小,这会降低颤振速度。因此,T尾设计应该关注垂尾扭转刚度的设计。

## 参考文献

- [1] Baldock J C A. The determination of the flutter speed of a T-tail unit by calculations, model tests and flight flutter tests: AGARD Report 221[R]. US: AGARD, 1958.
- [2] Byrnes A L, Hensleigh W E, Tolve L A. Effect of horizontal stabilizer vertical location on the design of large transport aircraft[J]. Journal of Aircraft, 1966, 3(2): 97-104.
- [3] Jennings W, Berry M. The flutter analysis of T-tails[C]// 16th Structural Dynamics, and Materials Conference. Denver, CO, USA: AIAA, 1975: 759-771.
- [4] Queijio M J. Theoretical span load distributions and rolling moments for sideslipping wings of arbitrary plan form in incompressible flow: NACA Report 1269[R]. US: NACA, 1956: 1-15.
- [5] 威廉·P·罗登. 气动弹性力学理论与计算[M]. 万志强, 等

- 译. 北京: 航空工业出版社, 2014: 101-102.
- Rodden W P. Theoretical and computational aeroelasticity [M]. Translated by Wan Zhiqiang, et al. Beijing: Aviation Industry Press, 2014: 101-102. (in Chinese)
- [6] 谢长川, 胡锐, 王斐, 等. 大展弦比柔性机翼气动弹性风洞模型设计与试验验证[J]. 工程力学, 2016, 33(11): 249-256.
- Xie Changchuan, Hu Rui, Wang Fei, et al. Aeroelastic wind tunnel test model design and experiment on very flexible high-aspect-ratio wings [J]. Engineering Mechanics, 2016, 33(11): 249-256. (in Chinese)
- [7] 吕斌, 刘德广, 谢长川, 等. 机翼低速风洞试验颤振模型优化设计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(2): 163-166, 208.
- Lyu Bin, Liu Deguang, Xie Changchuan, et al. Optimization designing method of wing flutter model for low-speed wind tunnel test [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(2): 163-166, 208. (in Chinese)
- [8] 罗务揆, 谭申刚, 谢怀强, 等. 确定颤振模型设计参数的方法研究[J]. 航空学报, 2013, 34(10): 2383-2390.
- Luo Wukui, Tan Shengang, Xie Huaiqiang, et al. Research on methods used to determine flutter model design factors [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(10): 2383-2390. (in Chinese)
- [9] Pankonien A M, Reich G W. Multi-material printed wind-tunnel flutter model [J]. AIAA Journal, 2018, 56(2): 793-807.
- [10] Marchetti L. Wind tunnel flutter tests of a strut-braced high aspect ratio wing [J]. Materials Research Proceedings, 2023, 37: 34-37.
- [11] Lanari V, Lepage A, Bréus E. T-tail transonic flutter wind tunnel test part 1: sealing system design and model testing [C]// International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics IFASD 2024. Netherlands: HAL, 2024: 1-10.
- [12] 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(9): 43-50.
- Hu Jialiang, Wu Jiangpeng, Tuo Zhaozhi, et al. Design and application of 3D printed aircraft flutter wind tunnel test model [J]. Aeronautical Science and Technology, 2022, 33(9): 43-50. (in Chinese)
- [13] Yu W B, Hodges D H. Generalized Timoshenko theory of the variational asymptotic beam sectional analysis [J]. Journal of the American Helicopter Society, 2005, 50(1): 46-55.
- [14] 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)
- [15] 曾东, 燕瑛, 刘兵山, 等. 复合材料飞机结构低速风洞颤振模型的设计[J]. 航空学报, 2006, 27(2): 232-235.
- Zeng Dong, Yan Ying, Liu Bingshan, et al. Design of low-velocity wind tunnel flutter model of aircraft composite structure [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(2): 232-235. (in Chinese)
- [16] 刘成玉, 王利京. T尾低速颤振模型设计[C]// 第九届全国空气弹性学术交流会会议论文集. 成都: 中国空气动力学学会, 2005: 298-303.
- Liu Chengyu, Wang Lijing. Design of a T-tail low-speed flutter model [C]// Proceedings of the 9th National Academic Exchange Conference on Air Elasticity. Chengdu: Chinese Aerodynamics Research Society, 2005: 298-303. (in Chinese)
- [17] 闫子彬, 杨睿, 孙士勇, 等. 高性能风洞颤振模型的性能精确制造研究[J]. 机械工程学报, 2016, 52(9): 72-78.
- Yan Zibin, Yang Rui, Sun Shiyong, et al. Precise manufacturing of functional parameters of advancing wind-tunnel flutter model [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2016, 52(9): 72-78. (in Chinese)

(编辑: 马文静)