

文章编号: 1674-8190(2024)06-066-11

# 飞行器壁板颤振分析与试验方法研究进展

和川洋, 王彬文, 宋巧治, 李晓东, 陈浩宇

(中国飞机强度研究所 航空声学与振动航空科技重点实验室, 西安 710065)

**摘要:** 飞行器壁板颤振是一种典型的气动弹性稳定性问题, 通常发生在超声速飞行阶段, 具有气动力单侧作用、结构与气动非线性特性显著等特征。本文从颤振分析方法与试验技术两个角度梳理了国内外壁板颤振问题的研究现状, 总结了工程界常用的壁板颤振分析与试验的技术手段: 几何非线性模型与材料非线性模型等结构非线性模型, 包括活塞理论模型、CFD 气动力模型、非定常气动力降阶模型与当地流活塞理论等气动非线性建模方法, 空间离散化方法与模型降阶技术等颤振方程求解方法, 以及风洞试验技术与地面颤振试验技术两种试验方法, 分析了这些研究方法的优缺点, 展望了壁板颤振技术未来的研究方向。

**关键词:** 壁板颤振; 结构非线性模型; 气动力非线性模型; 风洞试验; 地面颤振试验

中图分类号: V215.3<sup>+</sup>4

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.06.06

## Research progress on analysis and test methods of aircraft panel flutter

HE Chuanyang, WANG Binwen, SONG Qiaozhi, LI Xiaodong, CHEN Haoyu

(Key Laboratory of Aeronautical Science and Technology for Aeroacoustics and Vibration,  
Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

**Abstract:** Aircraft panel flutter is a typical aeroelastic stability problem that occurs during supersonic flight, and is characterized by aerodynamic unilateral effects and significant structural and aerodynamic nonlinearity. The current research status of panel flutter issues both domestically and abroad is reviewed from the perspectives of flutter analysis methods and experimental techniques in this paper. The commonly used technical means for panel flutter analysis and testing in the engineering community are summarized, including structural nonlinear models such as geometric nonlinear model and material nonlinear model; aerodynamic nonlinear modeling methods such as piston theoretical model, CFD aerodynamic model, reduced order model of aerodynamic nonlinear model, and local flow piston theory, flutter equation solving methods such as spatial discretization method and reduced order model technology, and two test methods such as wind tunnel test and ground flutter test. The advantages and disadvantages of these research methods are analyzed, and the future research directions of panel flutter technology are progressed.

**Key words:** panel flutter; structural nonlinear model; aerodynamic nonlinear model; wind tunnel test; ground flutter test

收稿日期: 2024-04-10; 修回日期: 2024-07-10

通信作者: 和川洋(2000—), 男, 硕士研究生。E-mail: hechuan yang2000@163.com

引用格式: 和川洋, 王彬文, 宋巧治, 等. 飞行器壁板颤振分析与试验方法研究进展[J]. 航空工程进展, 2024, 15(6): 66-76.

HE Chuanyang, WANG Binwen, SONG Qiaozhi, et al. Research progress on analysis and test methods of aircraft panel flutter [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(6): 66-76. (in Chinese)

## 0 引言

壁板颤振是壁板结构在高速气流中产生的一种自激振动,属于典型的气动弹性问题,常见于超声速和高超声速飞行器。壁板颤振引发的非线性振动将对高速飞行器结构的疲劳强度、飞行性能和飞行安全带来不利的影响,引起结构的局部振动疲劳或者结构破坏等安全事故。

有关壁板颤振问题的最早记录是德国的V2导弹,由于早期对壁板颤振问题缺乏认识,导致多起飞行事故<sup>[1]</sup>。20世纪美国在高超声速飞行器研制中也出现由于壁板颤振导致的一系列问题,包括X-15整流罩的剧烈颤振<sup>[2]</sup>、F-117A的复合材料蒙皮大范围撕裂<sup>[3]</sup>,并在土星五号<sup>[4-5]</sup>与X-33等高超声速飞行器研制中对壁板颤振问题进行了深入研究<sup>[6]</sup>。而在20世纪80年代末期,我国某系列飞机方向舵上的蒙皮也由于壁板颤振出现了严重的裂纹,后来采用美国《飞机结构通用规范》中的防壁板颤振设计要求才解决了这个问题<sup>[7]</sup>。

在高超声速飞行器服役过程中,壁板颤振对飞行器安全与寿命的影响更加显著。与常规低速飞行器不同的是,高超声速飞行器在飞行过程中同时承受着严酷的气动力载荷和气动热载荷,且随着飞行器速度的提高,气动加热及边界层对流辐射引起的热效应会更加突显。壁板作为超声速飞行器上重要的组成部分,其面临的环境更加恶劣,发生颤振后可能会导致更严重的后果,因此研究壁板颤振相关问题对于高超声速飞行器的安全飞行非常重要。

相较于经典翼面颤振,壁板颤振问题由于存在显著的非线性特性,其响应通常具有典型的非线性特征,表现为极限环振荡或者混沌运动。针对壁板颤振分析验证,通常做法是参照经典翼面颤振的验证流程开展分析和验证,目前主要研究手段为仿真分析与风洞试验,但现有方法在处理复杂非线性问题及气动加热效应等问题时仍存在一定的局限性。

本文参考壁板颤振研究的分析与试验方法,包括结构非线性建模、气动力非线性建模、颤振方程求解方法、壁板颤振风洞试验、壁板地面颤振试验,梳理国内外壁板颤振问题的研究现状,总结工程界常用的壁板颤振分析与试验的技术手段,分析壁板颤振不同研究方法的优缺点,展望壁板颤

振技术未来研究方向,以为后续研究工作提供参考。

## 1 壁板颤振分析方法

壁板颤振主要有两个研究方向:一是定性研究壁板稳定性,即获取壁板颤振边界;二是定量研究壁板颤振响应,即研究壁板颤振后极限环振荡现象及响应抑制。作为一种流固耦合现象,要对其进行数值计算必须先建立其结构模型与气动力模型,壁板颤振研究的一般流程如图1所示。

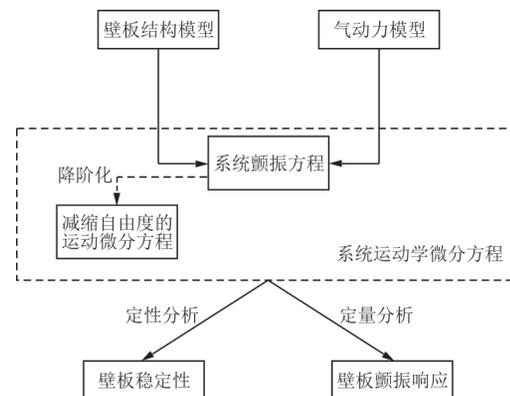


图1 壁板颤振研究一般流程

Fig. 1 General process of panel flutter research

超声速流场中,激波和分离流都是自身空气动力非线性过程的结果,但在进行经典翼面颤振研究时,可视为定常流动的一部分,气动力建模时通常忽略非线性效应。但是壁板颤振的响应表现为以极限环振荡为代表的非定常流场下典型非线性响应,气动力模型的非线性效应不能忽略,此时采用线性气动力理论获得的响应不够准确。由于壁板在振动时其横向振动幅值与厚度为同一量级,因此也不宜再采用传统的小变形假设进行结构建模,而必须考虑非线性几何关系,同时由于超声速流场带来的气动加热效应,壁板的材料力学性能也会表现出非线性特征。综上,为了准确表征壁板的颤振特性及颤振后极限环振荡现象,必须同时考虑到结构及气动力的非线性特性。

### 1.1 结构非线性建模方法

早期壁板颤振研究采用基于小变形假设的线性结构模型,即此时结构应力—应变关系为线弹性。但壁板在发生极限环振荡后其横向振动与厚度为同一数量级,导致小变形假设失效。因此线性结构模型只能用来计算壁板无变形平衡位置的

稳定性,有着较大的局限性。计算机技术的发展使得经典结构理论难以精确描述的壁板结构非线性问题可以使用有限元法直接求解,然而随着结构复杂度的提升,有限元法的计算效率越来越低,因此高效率的结构非线性模型是壁板颤振研究的重要课题。根据模型考虑的非线性效应来源,可以将非线性模型分为几何非线性模型与材料非线性模型。

几何非线性模型是考虑结构大挠度变形带来的非线性效应建立的模型,通常采用 Von Karman 应力-应变关系。在实际工程中,飞行器壁板为薄板,厚度尺寸远小于平面尺寸,因此一般采用经典板理论。由于工程实际中壁板结构复杂,在进行非线性分析时存在计算量大、耗时长的问题,研究人员通常对非线性模型进行降阶处理。Muryov 等<sup>[8]</sup>将非线性项表示成二阶及三阶模态位移和的形式完成非线性结构模型降阶,有效降低了计算量;Xie Changchuan 等<sup>[9]</sup>提出了一种用模态公式描述非线性刚度的结构建模方法;郭瑜<sup>[10]</sup>利用模态降阶技术构建非线性降阶模型,并对降阶基底的选取进行了探究。然而上述研究大多存在模态选取阶次不明确,且精度的提升需以计算效率的降低为代价。为了解决这些问题,张兵等<sup>[11]</sup>对文献<sup>[8]</sup>的方法进行了改进,通过合理的训练、模态选取,增加额外的线性模态构建降阶模型,这样只需较少的非线性模态即可达到与非线性有限元相近的计算精度,从而降低了计算规模。

材料非线性模型主要考虑气动加热效应导致的温度变化对壁板力学性质的影响。一般而言,金属材料随着温度升高,其弹性模量会下降而热膨胀系数会升高。目前,对材料非线性模型仍是基于稳态温度场假设<sup>[1]</sup>,该分析方法忽略结构变形对气动加热的影响,认为气动加热引起的温度变化相对于颤振响应是一个缓慢的过程。Houbolt<sup>[12]</sup>首次研究了热载荷为均匀分布的二维壁板的热屈曲稳定性与颤振边界;Xue D Y 等<sup>[13]</sup>采用有限频域法分析了在非均匀分布的热载荷下壁板的非线性大幅值极限环振荡响应,采用准定常热应力理论模拟在给定温度下的热效应。

## 1.2 气动非线性建模方法

气动力模型的建立对于研究壁板颤振这一流固耦合现象十分重要,研究人员对此进行了深入

探索,先后发展了活塞理论模型、CFD 气动力模型、非定常气动力降阶模型与当地流活塞理论等技术来对气动力进行仿真。

### 1.2.1 活塞理论模型

对于经典颤振问题而言,工程上最常见的分析方法是引入基于结构小扰动的线化气动力假设,进而构建其在颤振临界状态下受气动力作用的运动平衡方程,实现对颤振特性的求解<sup>[14]</sup>。对于壁板颤振问题,在早期研究中研究者同样延续上述方法进行求解并在之后的研究中逐步发展完善了活塞理论。当前,活塞理论是壁板颤振分析当中应用最为广泛的气动力模型。该理论认为,当飞行器以超声速飞行且结构自身厚度很小时,可以认为飞行器上某一点的扰动对结构上其他点所产生的影响很小,该点上的压力只与该点的下洗速度有关,这样就可以把飞行器附近的气流运动简化为一维管道或气缸运动<sup>[15]</sup>。活塞理论的简化示意图如图 2 所示。

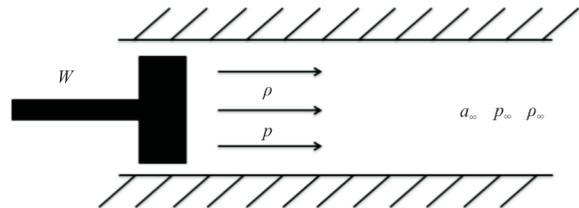


图 2 活塞理论简化示意图

Fig. 2 Simplified schematic diagram of piston theory

图 2 中  $a_\infty$ 、 $p_\infty$  与  $\rho_\infty$  分别为未受扰动地方的声速、压强与密度,  $W$  为活塞前进速度,也就是下洗速度。在该经典模型中,结构上某点的下洗速度与压强满足如下关系<sup>[16]</sup>。

$$\Delta p(x, y, t) = p - p_\infty = \rho_\infty a_\infty^2 \left[ \frac{W}{a_\infty} + \frac{\gamma + 1}{4} \left( \frac{W}{a_\infty} \right)^2 + \frac{\gamma + 1}{12} \left( \frac{W}{a_\infty} \right)^3 + \dots \right] \quad (1)$$

式中:  $p$  为结构上某点压强;  $\gamma$  为气体绝热比,空气通常取  $\gamma = 1.4$ 。

当下洗速度小于声速时,活塞理论可根据麦克劳林级数保留项阶次称为一阶、二阶或三阶活塞理论<sup>[17]</sup>。需要注意的是,由于活塞理论的推导过程基于等熵假设,在计算非等熵流场时会产生较大的误差。

该计算模型的线性形式最早由 Ashley 等<sup>[17]</sup>、

Lighthill<sup>[18]</sup>提出,其认为壁板表面某一点的压力只是其下洗速度的函数,并且不考虑与其他点的相互作用;但Lee等<sup>[19]</sup>指出,当飞行器飞行速度大于声速时,气动力的非线性特征更为显著,采用线性气动力理论获得的响应不精确,并且在研究临界颤振速度后壁板的气动弹性响应时,采用线性理论无法获得壁板极限环振动以及混沌等非线性响应。为表征壁板颤振的非线性特性,Thuruthimattam等<sup>[20]</sup>采用三阶活塞理论研究了高超声速来流中翼面的气动弹性响应,并证明(2~15)Ma时,采用非线性活塞理论模拟气动力获得的翼面响应能够满足工程精度的要求。

但是经典活塞理论存在以下局限性<sup>[21]</sup>:其一,对结构的形状及来流马赫数有要求;其二,不能考虑膨胀、扰流、翼身干扰等三维效应;其三,虽然高阶活塞理论可以扩大适用范围,但其在状态空间复杂的非线性表达式会给系统的分析和设计带来很大的不便。

### 1.2.2 CFD气动力模型

计算机技术在20世纪末开始高速发展,计算流体力学(CFD)技术也被逐步应用于壁板颤振分析中。在跨声速及超声速范围内,传统的线性化气动力模型很难准确模拟气动力由于激波导致的较强的非线性特性,非线性的高阶活塞理论面对非等熵流场等问题也难以处理。相比之下CFD技术在适用范围上具有显著优势,且采用CFD技术作为气动力计算工具可以显著提升颤振计算的精度。

Nydick等<sup>[22]</sup>、Bein等<sup>[23]</sup>分别采用活塞理论以及基于Eular方程、Navier-Stocks方程的CFD技术计算了壁板的气动弹性响应,研究发现在高马赫数的情况下采用这三种气动力理论获得的结果基本一致,而当马赫数较小时由于黏流影响,采用活塞理论和Eular方程的结果基本一致,而采用Navier-Stocks方程得到的结果有所不同。这一研究验证了CFD技术应用于壁板颤振领域研究的可行性。

虽然CFD技术在计算精度及非线性处理能力方面均具有显著优势,但庞大的计算规模使其对计算周期和设备能力都有较高的要求。特别是针对壁板颤振这类气动弹性问题,采用CFD技术虽然可以考虑到高超声速来流的非线性,但计算规模非常庞大、效率很低<sup>[24]</sup>,从而限制了CFD技术在

部分工程问题中的应用。

### 1.2.3 非定常气动力降阶模型

为了解决CFD技术计算量大、计算成本高的问题,科研人员提出了基于CFD技术的非定常气动力降阶模型(Reduced Order Model,简称ROM),以期在保证计算精度符合需求的条件下提高计算效率,满足工程研制需求。

基于CFD技术的非定常气动力降阶模型不仅具有形式简洁的显式表达,可以计算激波运动等定常流动的非线性特征,而且计算效率也较未降阶的CFD模型直接计算提高了1~2个数量级<sup>[21,25-30]</sup>。此外,降阶模型获取的时域气动力能够直接应用到伺服颤振和颤振主动抑制等气动伺服弹性研究,应用也不再仅局限于常规颤振的分析,在突风响应、极限环分析、颤振主动抑制、气动伺服弹性分析及优化方面也成功获得了应用<sup>[30-34]</sup>。目前常用的CFD降阶方法主要有谐波平衡法与系统辨识法。

谐波平衡法主要有时域谐波平衡法与频域谐波平衡法两种形式。Hall等<sup>[35]</sup>提出时域形式的谐波平衡法,但求解过程复杂,不利于工程应用;Thomas等<sup>[36]</sup>完善了时域谐波平衡法,简化了求解过程,并应用时域谐波平衡法完成了F-16机翼在跨声速流动时的颤振与圆柱绕流等问题的模拟<sup>[37-41]</sup>;Mc Mullen等<sup>[42]</sup>提出了频域形式的谐波平衡法,相比于时域形式计算难度和计算量有所降低;Blanc等<sup>[43]</sup>、Woodgate等<sup>[44]</sup>利用谐波平衡法分析了外激励作用下的气动弹性特性。

系统辨识方法主要以Silva等<sup>[45-47]</sup>发展的Volterra级数模型和Gupta等<sup>[48]</sup>提出的ARMA模型<sup>[49-51]</sup>为代表。国内,徐敏等<sup>[52-54]</sup>、吴志刚等<sup>[55]</sup>、Wang Y H等<sup>[56-57]</sup>基于Volterra理论辨识出降阶气动力并应用于气动弹性系统分析;张伟伟等<sup>[58]</sup>进行了基于ARMA辨识气动力模型的颤振计算研究;聂雪媛<sup>[59-60]</sup>、徐敏等<sup>[61]</sup>还应用该方法研究了跨声速颤振的主动抑制问题。

除了谐波平衡法与系统辨识法,Romanowski<sup>[62]</sup>、Hall等<sup>[63]</sup>、Thomas等<sup>[64]</sup>和Lieu等<sup>[65]</sup>还发展了本征正交分解法(Proper Orthogonal Decomposition,简称POD)。国内陈刚等<sup>[34]</sup>、Yang C等<sup>[66]</sup>对POD进行了研究,主要用于颤振分析和颤振控制律的设计。

经过长时间的研究,对于降阶模型的研究已

经有了许多成果,相比于原始CFD模型,降阶模型降低了计算量。然而随着高超声速飞行器的蓬勃发展,对于壁板颤振研究的要求也不断提高,复杂工况下的壁板颤振研究也越来越受到重视,至今,对于部分复杂工程问题,即使采用降阶模型其计算规模仍然十分巨大,计算效率还需要进一步提升。

#### 1.2.4 当地流活塞理论

活塞理论与CFD气动力模型各有优缺点,活塞理论计算量较小但是对适用范围有要求,部分情况下的使用会增加分析和设计的难度;CFD气动力模型虽然适用范围较广,但面对部分问题即使在降阶处理后仍然具有庞大的计算量。为了将CFD和活塞理论两种方法的长处结合,研究人员发展了当地流活塞理论。

当地流活塞理论认为,在超声速颤振的非定常流场中,非定常的脉动项相对于定常项是个小量,可以先用CFD计算一次定常项再以活塞理论的思路去求解非定常的脉动项,从而结合CFD技术与活塞理论的长处。

假设非定常扰动像气缸中的活塞一样沿翼面法向传播,则当地流活塞理论压力计算公式为

$$\begin{cases} P = P_l + \rho_l a_l \omega \\ \omega = V_l \cdot \delta \mathbf{n} + V_b \cdot \mathbf{n} \\ \delta \mathbf{n} = \mathbf{n}_0 - \mathbf{n} \end{cases} \quad (2)$$

式中: $l$ 为当地参数; $\mathbf{n}_0$ 为物面变形前外法线单位矢量; $\mathbf{n}$ 为物面变形后的外法线单位矢量; $V_b$ 为物面振动速度; $\omega$ 为物面变形与振动的合成。

在用CFD技术完成定常流计算后,使用公式(2)可以得到非定常流的数据,相比于直接使用CFD计算非定常流可以显著减小计算规模。同时相比于原始活塞理论,其没有使用等熵假设,在存在弓形激波和大激波角的斜激波等不满足等熵条件的流场中所得结果比原始活塞理论更精确<sup>[67]</sup>。

陈劲松等<sup>[68]</sup>、杨炳渊等<sup>[69]</sup>于20世纪90年代初发展了当地流活塞理论,该理论基于激波膨胀波法获取定常流,再使用活塞理论完成后续非定常气动力计算。但该研究在每一时间步都进行了定常流计算,计算量过大。对此,张伟伟等<sup>[67]</sup>发展了一种新的当地流活塞理论,使用CFD技术替代了文献[68-69]采用的激波膨胀波法,实现定常CFD和活塞理论两种方法长处的完美结合;之后,张伟伟等<sup>[70]</sup>将该方法推广用于超声速、高超声速气动

弹性仿真和分析。

### 1.3 壁板颤振方程求解方法

根据壁板颤振的结构模型与气动力模型可以构建出反映壁板颤振时间与空间信息的偏微分方程组。对于复杂的壁板颤振问题难以获得方程组的精确解,多采用空间离散化方法获取壁板颤振的近似解。

#### 1.3.1 空间离散化方法

伽辽金法与里茨法作为数值分析中一种常用的离散化方法很早就被用于壁板颤振问题的研究中。在20世纪60年代,Dowell<sup>[71-73]</sup>就利用伽辽金法建立了一个超声速流下的二维壁板颤振模型,发现在结构基函数选择中,至少需要选取前六阶模态才能获得较准确的解;2012年,Song Z G等<sup>[74]</sup>利用里茨法研究了壁板的气弹动力学和气弹热动力学,发现结构模态会被气动力改变,同时还发现在部分经典和弹性边界下,里茨法的计算结果不准确。

随着计算机技术的发展,计算量庞大的有限元法也被用于壁板颤振的空间离散化中。在计算机技术的帮助下,有限元法相比于伽辽金法与里茨法具有便利性与精确度上的优势,还可以处理一些复杂的非线性响应问题。夏巍<sup>[6]</sup>利用有限元法发现了超声速流中复合材料壁板的二次失稳现象;Cheng G等<sup>[75]</sup>利用有限元法获得了高超声速流中的壁板响应,发现壁板由极限环振荡转换为混沌运动的方式在不同来流速度下有所不同。

壁板颤振系统同时包含结构模型与气动力模型,伽辽金法、里茨法与有限元法主要用于结构模型的空间离散化,现今的气动力模型的离散化主要采用有限体积法。尤其是CFD技术的出现使得有限体积法有了更广阔的应用前景。Atsushi等<sup>[76]</sup>利用有限体积法对基于Navier-Stocks方程建立的壁板表面气动力CFD模型进行了空间离散化处理,得到的结果与基于活塞理论与伽辽金法的计算结果相符。

综上所述,使用空间离散化方法可以将壁板颤振这一连续系统的偏微分方程离散为容易求解的常微分方程,从而获得壁板颤振的近似解。其中,结构模型多使用伽辽金法、里茨法与有限元法,而气动力模型多使用有限体积法。在分析中同时采取多种空间离散化方法处理结构模型与气

动力模型也是可行的。

### 1.3.2 模型降阶技术

随着壁板颤振研究对象复杂程度提升,采用有限元法绘制的网格密度也会增大,从而带来常微分方程组的自由度数目过大不利于计算的问题,此时需要对模型进行降阶处理减缩系统自由度。

模态叠加法是很多研究人员在进行壁板颤振研究时采取的降阶方法,主要思路是利用壁板在初始平衡位置的线性模态来缩减系统自由度。Zhou R C等<sup>[77]</sup>在使用该方法进行受热壁板的颤振分析中,发现不考虑气流偏角时至少需要前6阶线性固有模态才能保证计算精度;Abdel-Motagaly等<sup>[78]</sup>发现考虑气流偏角时需要前36阶线性固有模态才能保证精度;Guo X Y等<sup>[79]</sup>为了提高效率,提出了气动弹性模态的概念,发现采用前两阶气动弹性模态降阶计算得到的结果与采用前6阶线性固有模态降阶的计算结果完全吻合。

综合国内外壁板颤振分析技术的研究现状,可以得到以下结论。

1) 壁板颤振分析的基本流程是先完成结构与气动力的建模,得到颤振系统的偏微分方程组,再进行空间离散化得到系统常微分方程组并求解。由于壁板颤振系统具有非线性的特征,进行结构与气动力建模时需要同时体现其结构与气动力的非线性特点。

2) 活塞理论模型最早被用于壁板颤振研究当中,虽然具有一定的局限性(对结构的形状及来流马赫数有要求,不能考虑三维效应,状态空间复杂的非线性表达式不便于系统的分析和设计),但由于其计算效率高,计算结果基本满足工程需要,被广泛应用于壁板颤振研究当中。而CFD技术虽然具有高精度的优势,但是计算规模庞大,效率较低,虽然研究人员进行了降阶CFD以及与活塞理论结合的当地流活塞理论研究,显著降低了计算规模,提高了效率,但依旧具有庞大的计算规模,因此活塞理论模型还有很大的发展空间。

3) 壁板颤振系统方程求解的本质是将连续系统的偏微分方程通过空间离散化与降阶等手段转化为易于求解的常微分方程。目前结构与气动力模型已发展出了成熟的空间离散化方法,而具有大数目的自由度系统的模型降阶方法仍然存在效率低下的问题,还需要进行深入研究。

## 2 壁板颤振试验技术

虽然壁板颤振的仿真分析技术经过长时间的发展,已形成了较为成熟且精度可靠的技术体系,但随着结构与气动设计的日趋复杂化,仿真模型难以完全准确描述各类非线性特性,因此试验技术尤为重要。风洞试验技术是目前壁板颤振中最常用的试验技术,同时部分研究人员也进行了壁板地面颤振模拟试验技术的探索。

### 2.1 风洞试验技术

风洞是一种人工产生并控制气流、模拟实体周围流场并测量气流对实物作用效果的实验设备,是目前空气动力试验研究中最常用、最有效的工具之一,被广泛用于研究空气动力学基本规律,用于发展相关理论。现代飞行器研制对风洞依赖性很大,设计新的飞行器必须经过风洞试验,在各种飞行器的研制过程中,风洞被用来确定飞行器的气动布局并评估其气动性能。

自20世纪60年代起,NASA兰利研究中心资助了一系列金属壁板的超声速风洞试验,对壁板约束条件、壁板颤振临界速压以及壁板热颤振等问题进行了研究与试验,在风速为(1.6~3.0)Ma范围内均能获取良好的试验数据<sup>[80-83]</sup>。而随着当前飞行器设计马赫数的逐步提高,现有的常规高超声速风洞实验能力不再能满足研究需要,为了扩展风洞试验技术的适用范围,研究人员逐步发展了诸如加热轻气体、自由活塞驱动以及爆轰驱动等激波超声速风洞,但此类风洞同样存在着工作时间短、马赫数控制精度不足、难以模拟气动加热过程、缩比效应使结果不准确等问题,只能针对某一特定问题开展实验研究,难以完全满足高超声速飞行器的实际工程研制需要<sup>[84]</sup>。

由于高超声速风洞存在工作时间短、复杂环境模拟难度高、成本高等问题,限制了风洞试验在壁板颤振研究中的适用范围。迄今为止的壁板颤振风洞试验基本以定性研究壁板颤振边界为主,对于定量研究如颤振后力学行为、热耦合等问题难度较大,这些问题需要一种新的试验方法进行完善和补充。

### 2.2 地面颤振试验技术

地面颤振试验技术是近年来发展的一项半实

物仿真颤振验证试验技术,其核心思想是采用激振设备模拟结构在飞行过程中承受的气动力,进而达到颤振测试的目的。试验采用真实结构作为试验对象,能够有效规避颤振理论分析中难以充分考虑结构非线性、试验中复杂环境模拟不充分的问题,对现有研究方法能起到很好的补充验证作用。目前地面颤振试验技术已经可以满足结构(如图 3(a)所示)、全机(如图 3(b)所示)以及热颤振(如图 3(c)所示)等课题的试验验证需求,以其周期短、开放性强、成本低、风险小的优势,受到研究人员越来越多的关注。



(a) 舵面风洞模型地面颤振试验现场



(b) 全机地面颤振试验现场



(c) 翼板地面热颤振试验现场

图 3 地面颤振试验现场<sup>[85]</sup>  
Fig. 3 Ground flutter test<sup>[85]</sup>

20 世纪 60 年代, Kearns<sup>[86]</sup>提出了采用相关设备模拟气动载荷的颤振试验设想,但受限于当时的试验技术条件仅完成了单通道的原理性验证;20 世纪 80 年代,潘树祥等<sup>[87]</sup>开展了热颤振地面试验的初步研究,但是受限于计算机技术,存在没有进行激励的控制设计等诸多问题,导致试验结果仍然有一定误差;21 世纪初,随着计算机技术的高速发展, Smyslov 等<sup>[88]</sup>、Zeng J 等<sup>[89]</sup>先后提出了较为完整的地面颤振试验方案并进行了试验验证。自此地面颤振试验技术的框架基本成熟。2012 年, Wu Z G 等<sup>[90]</sup>对细长体导弹模型进行了地面颤振试验;在此基础上,许云涛等<sup>[91]</sup>将遗传算法用于激振点/拾振点位置的优化并验证了该方法的合理性;2017 年,邵崇晖<sup>[92]</sup>探索了用于超声速环境壁板地面颤振试验系统,但仍然沿用经典翼面颤振的理论、模型与方法,没有针对壁板颤振非线性特点深入研究;2019 年,王彬文<sup>[93]</sup>对地面颤振试验中的气动力重构、激励力控制以及系统集成和测试等进行了系统研究,在现有研究基础上对试验验证技术及数据处理方法进行了改进;2023 年,陈浩宇等<sup>[94]</sup>针对翼板结构开展了引入时变热环境的地面颤振试验并获取了颤振边界随温度变化的数据。

综合国内外壁板颤振试验技术的研究现状,可以得到以下结论。

1) 目前壁板颤振研究中使用最广的是风洞试验技术。然而高超声速风洞存在工作时间短、复杂环境模拟难度高、成本高等问题,限制了风洞试验在壁板颤振研究中的适用范围。迄今为止的壁板颤振风洞试验基本以定性研究壁板颤振边界为主,对于定量研究如颤振后力学行为、热耦合等问题难度较大,因此这些问题需要一种新的试验方法进行完善和补充。

2) 虽然目前地面颤振试验技术研究内容多集中在翼面经典颤振的相关问题,但是国内外的大量研究证明了地面颤振试验技术在多场(流、固、热)耦合研究中具有广阔的应用前景。与经典翼面颤振不同,壁板颤振气动力模型是非线性的,响应表现为以极限环振荡为代表的非线性限幅振动,因此经典翼面颤振地面试验中使用的理论、方法与模型不再适用于壁板颤振地面试验。关于壁板颤振地面试验所需的理论、方法与模型需要进

行深入研究。

### 3 展望

通过总结国内外的研究进展可以发现,目前壁板颤振的研究成果更多集中在数值分析方面。特别是随着计算机硬件水平及算法技术的不断发展,涌现了大量关于高保真气动力模型及非线性结构模型的研究成果,推动着壁板颤振分析精度的不断提高。

相比于发展相对成熟的数值仿真技术,壁板颤振的试验技术发展则显得较为滞后。考虑到风洞试验技术在处理高超声速问题时的不足,发展地面颤振试验技术进行互补验证在工程层面是非常必要的。此前地面颤振试验技术的研究主要聚焦于经典颤振问题,而缺乏对壁板结构颤振特性及颤振后极限环振荡特性的研究。

综上,壁板颤振的地面颤振试验技术在非线性气动力复现、控制方法以及非线性响应研究方面仍有广阔的研究前景,研究基于地面颤振试验方法的壁板颤振试验技术,尤其是壁板颤振与经典颤振显著不同的非线性特性在地面的复现方法,可以进一步完善飞行器强度验证体系,更好地服务于未来的高超声速飞行器型号研制工作。

### 4 结束语

壁板颤振是一个包含空气动力学、结构力学、热力学的交叉学科,在未来高超声速飞行器研制中具有巨大的工程价值。但国内外当前研究成果集中在数值分析层面,而针对试验技术的研究较为匮乏,今后需要在这一领域进一步探索与研究,特别要加大对地面试验技术的研究力度,以满足未来国家重大型号研制的迫切需求。

#### 参考文献

- [1] 杨智春,夏巍.壁板颤振的分析模型、数值求解方法和研究进展[J].力学进展,2010,40(1):81-98.  
YANG Zhichun, XIA Wei. Analysis model, numerical solution method and research progress of panel flutter[J]. Advances in Mechanics, 2010, 40(1): 81-98. (in Chinese)
- [2] ONG C C. Flutter of a heat shield panel: TM-71-1013-6[R]. US: NASA, 1971.
- [3] ZHOU R C, XUE D Y, MEI C. Finite element time domain modal formulation for non-linear flutter of composite panels[J]. AIAA Journal, 1994, 32(10): 2044-2052.
- [4] NICHOLS J J. Final report: saturn V, S-IVB panel flutter qualification test: TN D-5439[R]. US: NASA, 1969.
- [5] NACHT M L, GREENE R L. Panel flutter studies of boost-vehical full-scale flight insulation panels: TM X-1417[R]. US: NASA, 1966.
- [6] 夏巍.超音速气流中受热复合材料壁板的非线性颤振特性研究[D].西安:西北工业大学,2008.  
XIA Wei. Study on nonlinear flutter characteristics of heated composite panels in supersonic airflow[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2008. (in Chinese)
- [7] 李伟杰.超音速气流影响下壁板的非线性动力学分析[D].沈阳:沈阳航空航天大学,2010.  
LI Weijie. Nonlinear dynamic analysis of panel under supersonic flow[D]. Shenyang: Shenyang University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [8] MURAVYOV A A, RIZZI S A. Determination of nonlinear stiffness with application to random vibration of geometrically nonlinear structures[J]. Computers & Structures, 2003, 81(15): 1513-1523.
- [9] XIE Changchuan, AN Chao, LIU Yi, et al. Staticaeroelastic analysis including geometric nonlinearities based on reduced order model[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(2): 638-650.
- [10] 郭瑜.基于模态降阶技术的非线性响应计算方法研究[D].北京:中国运载火箭技术研究院,2019.  
GUO Yu. Research on nonlinear response calculation method based on modal reduction technique[D]. Beijing: China Academy of Launch Vehicle Technology, 2019. (in Chinese)
- [11] 张兵,汪启航.适用于几何非线性气动弹性分析的结构动力学降阶模型方法研究[J].计算力学学报,2023(6):885-892.  
ZHANG Bing, WANG Qihang. Research on structural dynamics reduced order model method for geometric nonlinear aeroelastic analysis[J]. Journal of Computational Mechanics, 2023(6): 885-892. (in Chinese)
- [12] HOUBOLT J C. A study of several aerothermoelastic problems of aircraft structures in high-speed flight[D]. Zurich: Mitteilnngausdem Institute fur Hugzeugstakundleuchbau, 1958.
- [13] XUE D Y, MEI C. Finite element nonlinear panel flutter with arbitrary temperatures in supersonic flow[J]. AIAA Journal, 1993, 31(1): 154-162.
- [14] 杨超.飞行器气动弹性原理[M].北京:北京航空航天大学出版社,2016.  
YANG Chao. Aeroelastic principle of aircraft[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2016. (in Chinese)
- [15] 陈鑫.高超声速飞行器气动-热-结构建模及模型降阶研究[D].北京:北京理工大学,2015.  
CHEN Xin. Aerodynamic thermal structure modeling and model reduction of hypersonic vehicle[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2015. (in Chinese)
- [16] 史晓鸣.基于当地流活塞理论的全机组合体颤振及气动伺服弹性分析[D].上海:复旦大学,2011.  
SHI Xiaoming. Flutter and aerodynamic servo elasticity ana-

- lysis of whole unit based on local flow piston theory [D]. Shanghai: Fudan University, 2011. (in Chinese)
- [17] ASHLEY H, ZARTARIAN G. Piston theory—a new aerodynamic tool for aeroelastician [J]. *Journal of Aeronautical Science*, 1956, 23(10): 1109–1118.
- [18] LIGHTHILL M J. Oscillating airfoils at high mach number [J]. *Journal of Aeronautical Science*, 1953, 20(6): 402–406.
- [19] LEE B H K, PRICE S J, WONG Y S. Nonlinear aeroelastic analysis of airfoils: bifurcation and chaos [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1999, 35(3): 205–334.
- [20] THURUTHIMATTAM B, FRIEDMANN P, POWELL K, et al. Aeroelasticity of a generic hypersonic vehicle [C] // 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Denver: AIAA, 2002: 1–10.
- [21] 张伟伟. 基于 CFD 技术的高效气动弹性分析方法研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2006.  
ZHANG Weiwei. Research on efficient aeroelastic analysis method based on CFD technology [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006. (in Chinese)
- [22] NYDICK I, FRIEDMANN P, ZHONG X. Hypersonic panel flutter studies on curved panels [C] // 1995 36th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. New Orleans: AIAA, 1995: 1–15.
- [23] BEIN T, FRIEDMANN P, ZHONG X, et al. Hypersonic flutter of a curved shallow panel with aerodynamic heating [C] // 34th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structure, Structure Dynamics and Materials Conference. California: AIAA, 1993: 1–8.
- [24] 陈浩宇, 王彬文, 宋巧治, 等. 高超声速飞行器热颤振研究现状与展望 [J]. *航空工程进展*, 2022, 13(1): 19–27.  
CHEN Haoyu, WANG Binwen, SONG Qiaozhi, et al. Research progress and prospect of thermal flutter of hypersonic vehicles [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2022, 13(1): 19–27. (in Chinese)
- [25] DOWELL E H. Eigen-mode analysis in unsteady aerodynamics: reduced-order models [J]. *AIAA Journal*, 1996, 34(8): 1578–1583.
- [26] LEE-RAUSCH E, BATINA J T. Wing flutter boundary prediction using unsteady Euler aerodynamic method: AIAA-1993-1433 [R]. US: AIAA, 1993.
- [27] LEE-RAUSCH E, BATINA J T. Wing flutter computations using aerodynamic model based on the Navier–Stokes equations [J]. *Journal of Aircraft*, 1996, 33(6): 1139–1147.
- [28] 陈刚, 李跃明. 非定常流场降阶模型及其应用研究进展与展望 [J]. *力学进展*, 2011, 41(6): 686–701.  
CHEN Gang, LI Yueming. Progress and prospect of unsteady flow field reduction model and its application [J]. *Advances in Mechanics*, 2011, 41(6): 686–701. (in Chinese)
- [29] 张伟伟, 叶正寅. 基于气动降阶模型的跨音速气动弹性稳定性分析 [J]. *振动工程学报*, 2007, 24(6): 768–772.  
ZHANG Weiwei, YE Zhengyin. Analysis of transonic aeroelastic stability based on aerodynamic reduction model [J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2007, 24(6): 768–772. (in Chinese)
- [30] KIM T, HONG M, BHATIA K G, et al. Aeroelastic model reduction for affordable computational fluid dynamics-based flutter analysis [J]. *AIAA Journal*, 2005, 43(6): 2487–2495.
- [31] HU G, DOWELL E H. Physics-based identification, modeling and management infrastructure for aeroelastic limit-cycle oscillations [C] // US Air Force Annual Structural Dynamics Conference. Arlington, VA: AIAA, 2008: 1–8.
- [32] RAVEH D E. CFD-based models of aerodynamics gust response [J]. *AIAA Journal*, 2007, 44(3): 888–897.
- [33] ZHANG W W, YE Z Y. Control law design for transonic aeroservoelasticity [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2007, 11(2/3): 136–145.
- [34] 陈刚, 李跃明, 闫桂荣. 基于降阶模型的气动弹性主动控制律设计 [J]. *航空学报*, 2010, 31(1): 12–18.  
CHEN Gang, LI Yueming, YAN Guirong. Design of aeroelastic active control law based on reduced order model [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(1): 12–18. (in Chinese)
- [35] HALL K C, THOMAS J P, CLARK W S. Computation of unsteady nonlinear flows in cascades using a harmonic balance technique [J]. *AIAA Journal*, 2002, 40(5): 879–886.
- [36] THOMAS J P, DOWELL E H, HALL K C. Modeling viscous transonic limit cycle oscillation behavior using a harmonic balance approach [J]. *Journal of Aircraft*, 2004, 41(6): 1266–1274.
- [37] THOMAS J P, DOWELL E H, HALL K C. Nonlinear inviscid aerodynamic effects on transonic divergence, flutter and limit-cycle oscillations [J]. *AIAA Journal*, 2002, 40(4): 638–646.
- [38] THOMAS J P, DOWELL E H, HALL K C, et al. Modeling limit cycle oscillation behavior of the F-16 fighter using harmonic balance approach: AIAA-2004-1696 [R]. US: AIAA, 2004.
- [39] THOMAS J P, DOWELL E H, HALL K C. Further investigation of modeling limit cycle oscillation behavior of the F-16 fighter using a harmonic balance approach: AIAA-2005-1917 [R]. US: AIAA, 2005.
- [40] THOMAS J P, HALL K C, DOWELL E H, et al. Unsteady flow computation using a harmonic balance approach implemented about the OVER-FLOW 2 flow solver: AIAA-2009-4270 [R]. US: AIAA, 2009.
- [41] THOMAS J P, CUSTER C H, DOWELL E H, et al. Compact implementation strategy for a harmonic balance method within implicit flow solvers [J]. *AIAA Journal*, 2013, 51(6): 1374–1381.
- [42] Mc MULLEN M, JAMESON A, ALONSO J J. Acceleration of convergence to a periodic steady state in turbomachinery flows: AIAA-2001-0152 [R]. US: AIAA, 2001.
- [43] BLANC F, ROUX F X, JOUHAUD J C. Harmonic-balance-based code-coupling algorithm for aeroelastic systems subjected to force excitation [J]. *AIAA Journal*, 2010, 48(11): 2472–2481.

- [44] WOODGATE M A, BADCOCK K J. Implicit harmonic balance solver for transonic flow with forced motions [J]. *AIAA Journal*, 2009, 47(4): 893-901.
- [45] SILVA W A, BARTELS R E. Development of reduced-order models for aeroelastic analysis and flutter prediction using the CFL3Dv6.0 code [J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2004, 19: 729-745.
- [46] SILVA W A. Discrete-time linear and nonlinear aerodynamic impulse responses for efficient CFD analyses [D]. Williamsburg: College of William & Mary, 1997.
- [47] SILVA W A. Simultaneous excitations of multiple-input/multiple-output CFD-based unsteady aerodynamic systems [J]. *Journal of Aircraft*, 2008, 45(4): 1267-1274.
- [48] GUPTA K K, VOELKER L S, BACH C, et al. CFD-based aeroelastic analysis of the X-43 hypersonic flight vehicle [C]// *The 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. US: AIAA, 2001: 1-8.
- [49] GUPTA K K, VOELKER L S, BACH C. Finite element CFD-based aeroservoelastic analysis: AIAA-2002-0953 [R]. US: AIAA, 2002.
- [50] GUPTA K K, BACH C. Computational fluid dynamics-based aeroservoelastic analysis with Hyper-X applications [J]. *AIAA Journal*, 2007, 45(7): 1459-1471.
- [51] GUPTA K K, BACH C. Systems identification approach for a computational fluid dynamics-based aeroelastic analysis [J]. *AIAA Journal*, 2007, 45(12): 2820-2827.
- [52] 姚伟刚, 徐敏. 基于 Volterra 级数降阶模型的气动弹性分析 [J]. *宇航学报*, 2008, 29(6): 1711-1716.  
YAO Weigang, XU Min. Aeroelastic analysis based on Volterra series reduction model [J]. *Journal of Astronautics*, 2008, 29(6): 1711-1716. (in Chinese)
- [53] 徐敏, 李勇, 曾宪昂, 等. 基于 Volterra 级数的非定常气动力降阶模型 [J]. *强度与环境*, 2007, 34(5): 22-28.  
XU Min, LI Yong, ZENG Xian'ang, et al. Unsteady aerodynamic de-order model based on Volterra series [J]. *Structure and Environment Engineering*, 2007, 34(5): 22-28. (in Chinese)
- [54] 陈刚, 徐敏, 陈士橹. 基于 Volterra 级数的非线性非定常气动力降阶模型 [J]. *宇航学报*, 2004, 25(5): 492-495.  
CHEN Gang, XU Min, CHEN Shilu. Nonlinear unsteady aerodynamic reduction model based on Volterra series [J]. *Journal of Astronautics*, 2004, 25(5): 492-495. (in Chinese)
- [55] 吴志刚, 杨超. 基于 Volterra 级数的跨音速非定常气动力建模 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2006, 32(4): 373-376.  
WU Zhigang, YANG Chao. Modeling of transonic unsteady aerodynamics based on Volterra series [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2006, 32(4): 373-376. (in Chinese)
- [56] WANG Y H, HAN J L, ZHANG T. Computation of Volterra kernels identification to Riccati nonlinear equation [C]// *International Conference on Computer Science and Information Technology*. [S.l.]: IEEE, 2010: 6-8.
- [57] WANG Y H, HAN J L, ZHOU W. Third-order Volterra kernel identification technique in aerodynamics [J]. *Applied Mechanics and Materials*, 2011, 52/54: 618-623.
- [58] 张伟伟, 叶正寅. 基于非定常气动力辨识技术的气动弹性数值模拟 [J]. *航空学报*, 2006, 27(4): 579-583.  
ZHANG Weiwei, YE Zhengyin. Aeroelastic numerical simulation based on unsteady aerodynamic identification [J]. *Acta Aeronautica Sinica*, 2006, 27(4): 579-583. (in Chinese)
- [59] NIE Xueyuan, YANG Guowei, ZHANG Mingfeng. Investigation on transonic flutter active suppression with CFD-based ROMs [J]. *Science China Physics, Mechanics & Astronomy*, 2015, 58(1): 1-10.
- [60] 聂雪媛, 刘中玉, 杨国伟. 基于 CFD 气动力辨识模型的气动弹性数值计算 [J]. *振动与冲击*, 2014, 33(20): 20-25.  
NIE Xueyuan, LIU Zhongyu, YANG Guowei. Aeroelastic numerical calculation based on CFD aerodynamic identification model [J]. *Vibration and Shock*, 2014, 33(20): 20-25. (in Chinese)
- [61] 徐敏, 陈刚, 陈士橹. 基于非定常气动力低阶模型的气动弹性主动控制律设计 [J]. *西北工业大学学报*, 2004, 22(6): 748-752.  
XU Min, CHEN Gang, CHEN Shilu. Design of aeroelastic active control law based on unsteady aerodynamic low-order model [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2004, 22(6): 748-752. (in Chinese)
- [62] ROMANOWSKI M C. Reduced order unsteady aerodynamic and aeroelastic models using Karunen-Loeve eigen modes [C]// *6th Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*. US: IEEE, 1996: 3981.
- [63] HALL K C, THOMAS J P, DOWELL E H. Reduced-order modeling of unsteady small-disturbance flows using a frequency-domain proper orthogonal decomposition technique [J]. *AIAA Journal*, 2000, 38(10): 1835-1862.
- [64] THOMAS J P, DOWELL E, HALL K C. Three-dimensional transonic aeroelasticity using proper orthogonal decomposition-based reduced order models [J]. *Journal of Aircraft*, 2003, 40(3): 544-551.
- [65] LIEU T, FARHAT C. Adaptation of POD-based aeroelastic ROMs for varying mach number and angle of attack: application to a complete F-16 configuration: AIAA-2005-7666 [R]. US: AIAA, 2005.
- [66] YANG C, LIU X Y, WU Z G. Unsteady aerodynamic modeling based on POD-observer method [J]. *Science China Technological Sciences*, 2010, 53(8): 2032-2037.
- [67] 张伟伟, 史爱明, 王刚, 等. 结合定常 CFD 技术的当地流活塞理论 [J]. *西北工业大学学报*, 2004, 22(5): 545-549.  
ZHANG Weiwei, SHI Aiming, WANG Gang, et al. Local flow piston theory combined with steady CFD technology [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2004, 22(5): 545-549. (in Chinese)
- [68] 陈劲松, 曹军. 超声速和高超声速翼型非定常气动力的一种近似计算方法 [J]. *空气动力学学报*, 1990, 8(3): 339-343.  
CHEN Jinsong, CAO Jun. An approximate calculation method for unsteady aerodynamics of supersonic and hypersonic airfoils [J]. *Chinese Journal of Aerodynamics*, 1990, 8

- (3): 339-343. (in Chinese)
- [69] 杨炳渊, 宋伟力. 用当地流活塞理论计算大攻角翼面超音速颤振[J]. 振动与冲击, 1995, 14(2): 60-63.  
YANG Bingyuan, SONG Weili. Calculation of hypersonic flutter of airfoil with high angle of attack by local flow piston theory[J]. Journal of Vibration and Shock, 1995, 14(2): 60-63. (in Chinese)
- [70] 张伟伟, 叶正寅. 基于当地流活塞理论的气动弹性计算方法研究[J]. 力学学报, 2005, 37(5): 632-639.  
ZHANG Weiwei, YE Zhengyin. Research on aeroelastic calculation method based on local flow piston theory[J]. Chinese Journal of Theoretical Mechanics, 2005, 37(5): 632-639. (in Chinese)
- [71] DOWELL E H. Nonlinear oscillations of a fluttering plate [J]. AIAA Journal, 1966, 4(7): 1267-1275.
- [72] DOWELL E H. Nonlinear oscillations of a fluttering plate 2 [J]. AIAA Journal, 1967, 5(10): 1856-1862.
- [73] DOWELL E H. Panel flutter—a review of the aeroelastic stability of plates and shells[J]. AIAA Journal, 1970, 8(3): 385-399.
- [74] SONG Z G, LI F M. Active aeroelastic flutter analysis and vibration control of super sonic composite laminated plate [J]. Composite Structures, 2012, 94(2): 702-713.
- [75] CHENG G, MEI C. Finite element modal formulation for hypersonic panel flutter analysis with thermal effects [J]. AIAA Journal, 2004, 42(4): 687-695.
- [76] ATSUSHI H, IGOR M, YOSHIKI N. Panel flutter analysis with a fluid-structure coupled scheme: AIAA-2003-3721[R]. US: AIAA, 2003.
- [77] ZHOU R C, XUE D Y, MEI C. Finite element time domain-modal formulation for nonlinear flutter of composite panels[j]. AIAA Journal, 1994, 32(10): 2044-2052.
- [78] ABDEL-MOTAGALY K, CHEN R, MEI C. Nonlinear flutter of composite panels under yawed supersonic flow using finite elements [J]. AIAA Journal, 1999, 37(9): 1025-1032.
- [79] GUO X Y, MEI C. Application of aeroelastic modes on nonlinear supersonic panel flutter at elevated temperatures [J]. Computers and Structures, 2006, 84: 1619-1628.
- [80] DIXON S C. Experimental investigation at Mach number 3.0 of effects of thermal stress and buckling on flutter characteristics of flat single-bay panels of length-width ratio 0.96: NAS TN D-1485[R]. US: NASA, 1962.
- [81] WEIDMAN D J. Experimental flutter results for corrugation-stiffened and unstiffened panels: NASA TN D-3301 [R]. US: NASA, 1966.
- [82] SHIDELER J L, DIXON S C, SHORE C P. Flutter at Mach 3 of thermally stressed panels and comparison with theory for panels with edge rotational restraint: NASA TN D-3498[R]. US: NASA, 1966.
- [83] HESS R W. Experimental and analytical investigation of the flutter of flat built-up panels under stream wise in plane load: NASA TRR-330[R]. US: NASA, 1970.
- [84] 曹丽娜. 超音速流中飞行器壁板的气动弹性稳定性研究 [D]. 长春: 吉林大学, 2020.  
CAO Lina. Research on aeroelastic stability of aircraft wall panels in hypersonic flow[D]. Changchun: Jilin University, 2020. (in Chinese)
- [85] 陈浩宇. 高超声速飞行器热颤振地面试验方法研究[M]. 北京: 中国航空研究院, 2022.  
CHEN Haoyu. Research on thermal flutter ground test method of hypersonic vehicle[M]. Beijing: Chinese Academy of Aeronautical Sciences, 2022. (in Chinese)
- [86] KEARNS J P. Flutter simulation: AD650981 [R]. US: NASA, 1967.
- [87] 潘树祥, 齐丕骞. 地面模拟热颤振试验研究[J]. 强度与环境, 1984(2): 10-14.  
PAN Shuxiang, QI Piqian. Experimental study on simulated thermal flutter on ground [J]. Strength and Environment Engineering, 1984(2): 10-14. (in Chinese)
- [88] SMYSLOV V, DIJKSTRA K, KARKLE P. The experience in ground vibration tests of flexible flying vehicles using PRODERA equipment and some additional tasks[C]// 2005 European Conference for Aerospace Sciences. Moscow: AIAA, 2005: 106.
- [89] ZENG J, KINGSBURY D W, RITZ E, et al. GVT-based ground flutter test without wind tunnel [C]// AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Denver: AIAA, 2011: 1-17.
- [90] WU Z G, CHU L F, YUAN R Z, et al. Studies on aeroservoelasticity semi-physical simulation test for missiles [J]. Science China Technological Sciences, 2012, 55(1): 1-7.
- [91] 许云涛, 吴志刚, 杨超, 等. 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, et al. Unsteady aerodynamic simulation in ground flutter simulation test [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(11): 1947-1957. (in Chinese)
- [92] 邵崇晖. 超声速流中壁板颤振的抑制和地面试验研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017.  
SHAO Chonghui. Suppression and ground test of panel flutter in supersonic flow[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017. (in Chinese)
- [93] 王彬文. 飞行器地面颤振预估与验证技术研究[D]. 西安: 西安交通大学, 2019.  
WANG Binwen. Research on ground flutter prediction and verification technology of aircraft [D]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University, 2019. (in Chinese)
- [94] 陈浩宇, 王彬文, 宋巧治, 等. 热颤振地面模拟试验技术 [J]. 航空学报, 2023, 44(8): 113-124.  
CHEN Haoyu, WANG Binwen, SONG Qiaozhi, et al. Thermal flutter ground simulation test [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(8): 113-124. (in Chinese)

(编辑:丛艳娟)