

连续式跨声速风洞中带真实舵机的舵面颤振试验

韩江旭^{1,2}, 刘南², 史晓鸣³, 郭晋², 王松², 于贤鹏²

(1.北京航空航天大学, 北京 100191; 2.中国航空工业空气动力研究院, 辽宁 沈阳 110034;)
(3.上海机电工程研究所, 上海 201109)

摘 要: 颤振风洞试验是研究飞行器跨声速颤振特性的重要方法和手段, 相比暂冲式风洞, 连续式跨声速风洞的长时间运行能力和负压运行能力等优势非常适合开展颤振试验研究。重点突破连续式跨声速风洞颤振安全防护技术以及振动信号处理和分析技术, 结合安全防护控制软件、防喘阀快速降速压和防护格栅网等手段, 能够对模型和风洞起到良好的保护作用, 利用谱峰值倒数外插能够在试验过程中获得较为可靠的颤振边界, 为试验安全性起到良好的支撑作用。针对根部固支和舵机支撑(包括机械舵机和真实舵机)2 种边界条件, 利用定马赫数阶梯变速压和连续变速压 2 种方式开展了舵面颤振试验。结果表明: 阶梯变速压和连续变速压 2 种方式得到的颤振边界非常接近, 颤振速压差别不超过 5%; 真实舵机的作用对舵面颤振特性的影响很难通过数值计算方法获得, 风洞试验是研究该问题的重要手段, 试验结果表明反馈作用可以提高颤振速压, 对所提舵面模型颤振速压提高约 10%。

关 键 词: 颤振; 风洞试验; 连续式跨声速风洞; 真实舵机; 舵面

中图分类号: V211.47 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-2758(2022)02-0401-06

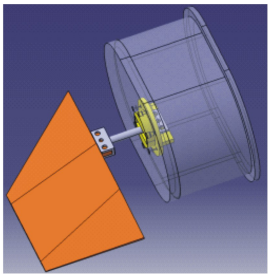
颤振是一种具有破坏性的气动弹性动不稳定性现象, 飞行器强度规范中对颤振特性提出了明确的规定^[1], 要求飞行器在整个飞行包线范围内留有至少 15% 的速度裕量, 以及最低 0.03 的阻尼裕量。风洞试验是研究飞行器颤振特性的重要方法和手段^[2-3]。但是, “十三五”以前国内高速风洞均为暂冲式, 该类型风洞存在吹风时间短、冲击载荷大、容易出现速压超调等缺点^[4-7], 并不十分适合开展颤振试验研究, 在一定程度上制约了试验技术发展。“十三五”期间, 中国航空工业空气动力研究院建成了 FL-61(0.6 m×0.6 m)和 FL-62(2.4 m×2.4 m)2 座连续式跨声速风洞并投入使用, 马赫数范围 0.2~1.6, 总压范围 0.02~0.4 MPa, 其长时间运行能力和速压范围宽的特点非常适合开展颤振试验研究。但是, 需要重点关注颤振试验安全防护, 以防模型颤振破坏后碎片损伤风洞压缩机叶片。

本文在 FL-61 风洞建立了连续式跨声速风洞颤

振试验技术, 并开展了根部固支和舵机支撑 2 种方式的舵面颤振试验研究。

1 试验模型

试验模型为钛合金骨架模型, 试验支撑有 2 种形式—根部固支和舵机支撑(包括机械舵机和真实舵机, 2 种条件下舵轴和舵机连接形式一致, 区别在于真实舵机增加了舵反馈控制), 并通过转接件与



a) 根部固支

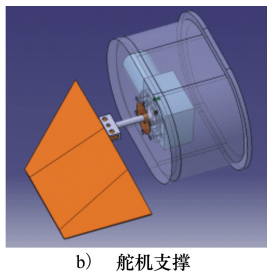


图 1 模型在风洞中的安装形式



图 2 风洞试验现场

风洞转窗连接,如图 1 所示。模型在试验现场安装如图 2 所示。

通过地面振动试验 (ground vibration testing, GVT) 获取舵面模型在不同支撑条件下的模态信息,表 1 为模态频率,图 3 为真实舵机支撑条件下结构振型测试结果,阻尼比为 0.838% 和 0.478%。通过前期的数值分析,结果表明试验模型颤振主要是由前两阶结构模态耦合导致的,另外由于试验模型厚度较薄,所以避开前两阶结构振型节线位置,在翼根靠近后缘处安装了一个加速度计,用于测量试验过程中模型的振动情况,基本能够反映试验模型的颤振特性。

表 1 舵面模态频率

支撑条件	模态频率	
	一阶/Hz	二阶/Hz
根部固支	25.3	64.5
机械舵机	26.3	63.2
真实舵机	26.5	67.3

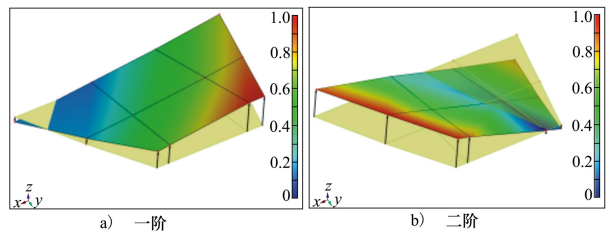


图 3 真实舵机支撑条件下结构振型测试结果

2 流场控制与安全防护方法

2.1 风洞流场控制方法

分别采用定马赫数阶梯变速压和连续变速压 2 种方式进行颤振试验。

马赫数控制系统采用前室总压和驻室静压作为反馈信号,经计算得到实际马赫数,与目标马赫数进行对比,差值作为控制系统的输入。经过流场控制系统的计算,向压缩机系统发出运行指令,通过改变压缩机转速改变来流马赫数。压力控制系统直接以前室总压作为被控对象,通过中压控制系统完成增压或降压控制,如需要将压力降至负压条件(前室总压 0.1 MPa 以下),还需要启动真空控制系统。

本次试验启动方式分为 2 种:①常压启动,逐渐增加压缩机转速,接近目标马赫数进入闭环控制;②负压启动,首先利用真空系统抽气降低总压至负压条件,然后逐渐增加压缩机转速,接近目标马赫数后进入闭环控制。待马赫数稳定后,通过中压系统补气逐渐增加总压,马赫数控制精度通过压缩机-马赫数控制回路进行调节,控制精度可以达到 ± 0.001 ,总压控制精度也可以达到 ± 100 Pa。

对于阶梯变速压试验方式,在指定马赫数下达到指定总压阶梯后维持一定时间,由动态数据采集系统获取模型振动信号,并进行模态稳定性参数处理和分析,外插得到颤振边界,根据外插结果给出下一个总压阶梯。对于连续变速压试验方式,自动控制中压系统进行补气,直到达到目标总压为止。

2.2 安全防护方法

可靠的安全防护方法是在连续式风洞开展颤振试验的前提条件。一方面,利用 FL-61 风洞防喘阀实现流场快速降速压,图 4 为马赫数 0.8、总压 0.1 MPa 工况下,在 $t = 0$ 时刻打开防喘阀后来流马赫数和速压的变化趋势。结果表明,打开防喘阀后 $t = 2$ s 时,来流马赫数下降了 0.25,速压由 29.5 kPa 下降至 16.5 kPa,下降了约 44%。

另一方面,在 Labview 开发环境编写了颤振试验安全防护控制程序,如图 5 所示,综合了振动信号采集/显示/频谱分析、安全防护和数据存储等功能,在程序界面上可根据具体情况选择某一信号通道作为安全防护判据,如果该通道幅值超限,则安全防护程序会向防喘阀控制系统发出指令,打开阀门。另外,还配备了人工紧急关车按钮,如果程序出现错

误,则可通过人工手动操作打开防喘阀。

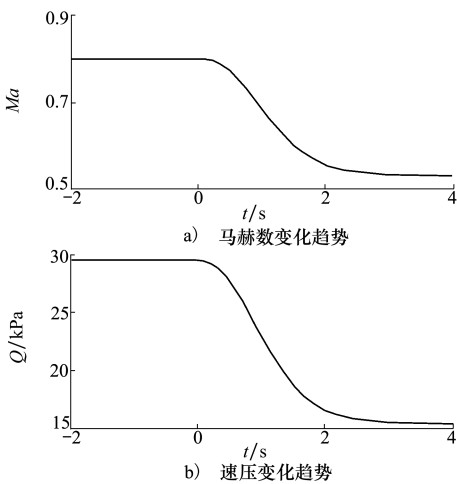


图 4 防喘阀打开后来流马赫数和速压的变化趋势

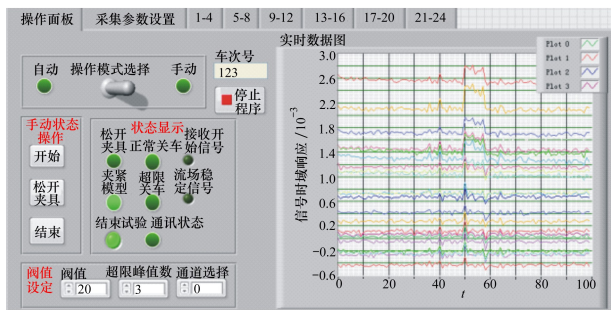


图 5 安全防护程序界面和流程

此外,还在试验段下游(一拐前缘)加装了防护网(包括一套格栅网和一套钢丝网),如图 6 所示。即使模型发生颤振破坏,也会被防护网拦截下来,不至于被吹到下游,损坏风洞压缩机叶片。



图 6 颤振试验安全防护网

在试验过程中,安全防护程序会自动分析模型振动情况,一旦发现振动超限,则发出指令打开防喘阀;另外,试验人员可通过高清摄像机和高速摄像机

同时监控模型振动情况,一旦发现模型振动幅度过大,也可手动操纵紧急按钮打开防喘阀,确保试验的安全性。上述安全防护系统在本次试验中起到良好的作用,如图 7 所示。在完成试验模型安装和 GVT 测试后,人为给定一个较大的激励,获得加速度计响应幅值,加速度安全防护阈值一般可以设置为该幅值的 1.5~2 倍,并且在试验过程中针对模型实际振动情况对阈值进行调整,本次试验最终设定为 100g。当模型振动超限时,安全防护系统启动,加速度响应幅值快速下降,对模型起到很好的保护作用。

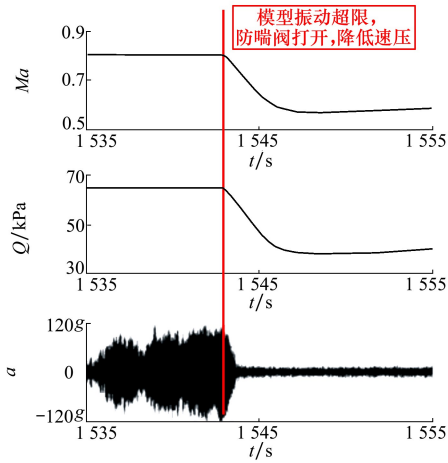


图 7 安全防护系统在本次试验中的实际效果

3 颤振试验结果分析

3.1 试验数据处理

颤振试验时域结果如图 8 所示。在每个有效的试验时间范围内进行频谱分析,每段取 5 s,重叠率 20%,也就是每隔 4 s 进行一次频谱分析。对于阶梯变速压试验方式,在每个阶梯内按上述方式进行处理;对于连续变速压试验方式,在整个变速压过程中按上述方式进行处理,速压取平均值。

对连续变速压试验结果进行频谱分析,可以得到频谱随来流速压的变化趋势。如图 9 所示为马赫数 0.8 工况下,试验过程中加速度幅值随速压和频率的变化趋势。由图可见,随着来流速压的增加,一阶(30 Hz 左右)和二阶(55 Hz 左右)模态频率逐渐靠近,而且二阶振动能量逐渐变强,在颤振点附近急剧增加。

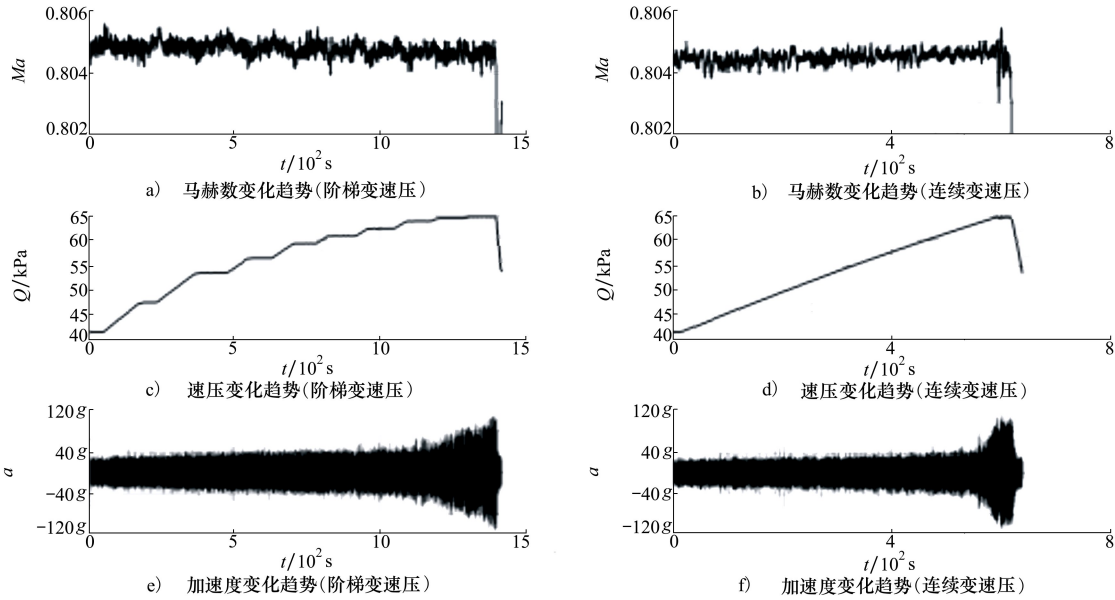


图 8 颤振试验时域响应

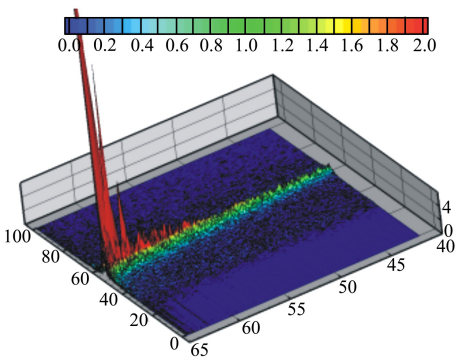


图 9 连续变速压试验得到频谱云图

3.2 颤振边界分析

利用峰值倒数外插颤振边界。图 10a) 和 10b) 分别是阶梯和连续变速压 2 种试验方式得到频谱峰值倒数 $1/A$ 随来流速压 Q 变化趋势(马赫数 0.8), 其中圆点为试验结果, 实线为线性拟合曲线。通过线性外插得到颤振边界分别是 66.49 和 66.93 kPa, 差别小于 1%。

最终得到试验模型颤振边界如表 2 所示。与根部固支相比, 安装条件换成机械舵机后, 由于结构形式有一定差别, 颤振边界下降约 4.5 kPa; 增加舵反馈后, 颤振速压提升约 10%, 这是因为舵机反馈相当于给舵机振动提供一个负阻尼。

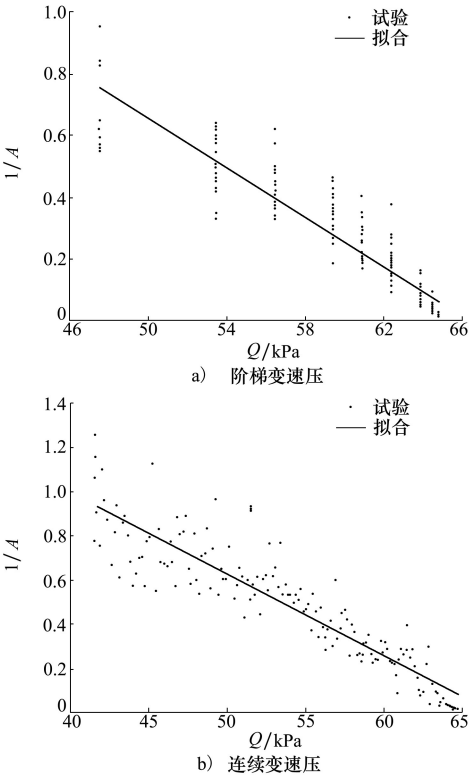


图 10 2 种试验方式得到的频谱峰值倒数随来流速压的变化趋势

表 2 舵面颤振边界

支撑条件	马赫数	阶梯变速压/kPa	连续变速压/kPa
根部固支	0.8	65.09	65.74
机械舵机	0.8	60.56	—
真实舵机	0.8	66.49	66.93

4 结 论

- 1) 本文建立了连续式跨声速风洞颤振试验安全防护方法,结合防护网、防喘阀、安全防护控制等手段保证颤振试验安全性,通过本次试验得到很好的验证;
- 2) 通过阶梯和连续变速压方式进行颤振试验,

结果基本一致,其中前者便于试验人员在试验过程中进行数据分析和判断,后者效率较高;

3) 很难建立真实舵机支撑条件的数学模型,因此无法通过数值计算得到带真实舵机以及舵反馈的舵面颤振特性,可以通过风洞试验进行研究。通过风洞试验发现,对于本文的模型和舵机,舵反馈相当于给舵面提供了一个负阻尼,颤振速压增加约 10%。

参考文献:

[1] 中国人民解放军总装备部军标发行部. 军用飞机结构强度规范第 7 部分: 气动弹性[S]. GJB 67.7A-2008

[2] COLE S R, NOLL T E, PERRY B. Transonic dynamic tunnel aeroelastic testing in support of aircraft development[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(5): 820-831

[3] DOGGETT R V. A bibliography of transonic dynamic tunnel(TDT) publications[R]. NASA TM-2016-219355

[4] 郭洪涛, 阎昱, 余立, 等. 高速风洞连续变速压颤振试验技术研究[J]. 实验流体力学, 2015, 29(5): 72-77

GUO Hongtao, YAN Yu, YU Li, et al. Research on flutter test technology of continuously adjusting dynamical pressure in high-speed wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2015, 29(5): 72-77 (in Chinese)

[5] 郭洪涛, 路波, 余立, 等. 某战斗机高速全模颤振风洞试验研究[J]. 航空学报, 2012, 33(10): 1765-1771

GUO Hongtao, LU Bo, YU Li, et al. Investigation on full-model flutter of a certain fighter plane in high-speed wind tunnel test [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 30(10): 1765-1771 (in Chinese)

[6] 侯良学, 张戈, 刘南, 等. 基于风洞试验模型的跨声速颤振研究[J]. 振动与冲击, 2019, 38(13): 236-241

HOU Liangxue, ZHANG Ge, LIU Nan, et al. Transonic flutter based on wind tunnel test model[J]. Journal of Vibration and Shock, 2019, 38(13): 236-241 (in Chinese)

[7] 刘南, 易家宁, 王冬, 等. 平尾模型连续变速压颤振试验方法及数值计算研究[J]. 振动与冲击, 2021, 40(15): 11-17

LIU Nan, YI Jianing, WANG Dong, et al. Continuous varying dynamic pressure wind tunnel test method and numerical calculation of flutter characteristics of horizontal tail model[J]. Journal of Vibration and Shock, 2021, 40(15): 11-17 (in Chinese)

Flutter test of rudder with real servo actuator in continuous transonic wind tunnel

HAN Jiangxu^{1,2}, LIU Nan², SHI Xiaoming³, GUO Jin²,
WANG Song², YU Xianpeng²

(1.Beihang University, Beijing 100191, China;
2.AVIC Aerodynamics Research Institute, Shenyang 110034, China;
3.Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China)

Abstract: Flutter wind tunnel test is an important approach of investigation of transonic flutter characteristics of flight vehicle. Comparing with the blow-down wind tunnel, the long-running and low dynamic pressure capabilities of continuous transonic wind tunnel are very suitable for flutter test. The flutter safety protection and analysis of dynamic signals are developed. The safety protection control software, rapid reduction of Mach number and dynamic pressure, model debris catch screen are integrated, which can provide safety protection of test model and wind tunnel. During the test process, the flutter boundary can be achieved by interpolating the reciprocal of spectrum peak. The flutter tests of rudder are conduct through two methods of step and continuous varying dynamic pressure. It is illustrated that the error of flutter dynamic pressure is relatively small, less than 5% between the two methods. Meanwhile, the feedback effect of the real servo actuator on the flutter characteristics is hard to be obtained via numerical simulation. It is demonstrated that the flutter dynamic pressure has been increased by 10% due to the feedback effect.

Keywords: flutter; wind tunnel test; transonic continuous wind tunnel; real servo actuator; rudder

引用格式: 韩江旭, 刘南, 史晓鸣, 等. 连续式跨声速风洞中带真实舵机的舵面颤振试验[J]. 西北工业大学学报, 2022, 40(2): 401-406

HAN Jiangxu, LIU Nan, SHI Xiaoming, et al. Flutter test of rudder with real servo actuator in continuous transonic wind tunnel[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2022, 40(2): 401-406 (in Chinese)