

## 高超声速进气道不起动问题的研究进展

谭慧俊<sup>1,2</sup> 卜焕先<sup>1</sup> 张启帆<sup>1</sup> 饶彩燕<sup>1</sup>

(1. 南京航空航天大学江苏省航空动力系统重点实验室, 南京, 210016;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京, 100191)

**摘要:** 由于传统声学振荡模式失效并且进口存在超声速溢流, 高超声速进气道的不起动现象显著地有别于常规设计的超声速进气道, 并且相比而言其危害性更大、与燃烧室的耦合更紧密、对其控制的实时性要求也更高, 为此必须在吸气式高超声速技术的发展过程中受到重视。本文从流态特征、分类与识别方法、预警方法以及控制方法 4 个方面对高超声速进气道不起动研究领域取得的主要进展进行了回顾, 分析了当前尚存在的主要问题, 并探讨了未来的发展方向。

**关键词:** 高超声速; 进气道; 不起动

**中图分类号:** V235. 213

**文献标志码:** A

**文章编号:** 1005-2615(2014)04-0501-08

### Review of Hypersonic Inlet Unstart Phenomenon

Tan Huijun<sup>1,2</sup>, Bu Huanxian<sup>1</sup>, Zhang Qifan<sup>1</sup>, Rao Caiyan<sup>1</sup>

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing, 100191, China)

**Abstract:** Due to the failure of traditional oscillation mechanism based on an acoustic wave feedback loop and the supersonic spillage at the duct entrance, the unstart flow pattern of hypersonic inlets is quite different from that of traditional supersonic inlets. What's more, the hypersonic inlet unstart is more harmful, more closely coupled with the combustor, and has more demand for real-time control. Therefore, it should be drawn more attention in the development of hypersonic technology. In this paper, the main progress of the hypersonic inlet unstart is reviewed from its characteristics, classification, detection and control methods. The remaining problems are also analyzed and some issues for future study are suggested.

**Key words:** hypersonic; inlet; unstart

由于军事上和商业上潜在的巨大价值, 吸气式高超声速推进技术已经成为当前国际航空航天界的研究热点之一<sup>[1-3]</sup>。进气道作为吸气式高超声速推进系统的关键气动部件以及机体/推进系统一体化的核心因素, 其设计形式和工作特性直接影响着推进系统整体效能的发挥。据文献[4]分析, 对于

工作马赫数范围为 5~7 的使用碳氢燃料的超燃冲压发动机, 进气道每 1% 的压缩效率提升即可导致 3%~5% 的比冲增加, 因此一直以来有大量的研究工作致力于各类高超声速进气道(以下简称高超进气道)的设计方法与性能改善<sup>[5-9]</sup>, 而其运行能力, 特别是不起动问题的相关研究直到最近才逐渐受

**基金项目:** 国家自然科学基金(11172133, 11172136)资助项目。

**收稿日期:** 2014-06-20; **修订日期:** 2014-07-02

**作者简介:** 谭慧俊, 男, 1975 年生, 教授, 博士生导师; 主要从事飞行器进气道技术、可压缩流体力学与流动控制方法等方面的研究工作。

**通信作者:** 谭慧俊, E-mail: tanhuijun@nuaa.edu.cn。

到关注。

通常,若高超进气道的流量捕获特性未因其内部流态的改变而受到影响,称进气道处于起动状态<sup>[10]</sup>,否则为不起动状态。当高超进气道处于不起动状态时,其总压恢复系数和流量系数显著下降,且极易出现剧烈的波系运动和壁面压强振荡,这不仅使得发动机的推力特性严重恶化,其伴随的周期性力载荷和热载荷还可能导致发动机的结构破坏,并使得飞行器变得难以控制<sup>[11]</sup>。为此,高超进气道的不起状态具有相当大的危害,在理论上应该尽量避免。然而,由于导致进气道不起动的原因较为复杂,既可能是来自设计方面(如内收缩比过大、激波/边界层干扰处理不当、设计/仿真手段缺乏检验等),也可能是来自使用方面(如工作马赫数过低、飞行姿态角过大、发动机供油调节不当、推进系统动力转接、发动机亚/超燃模态切换等),因此实际应用中高超进气道的不起动状态往往难以避免。事实上,高超进气道的不起动状态已经在一些国际联合飞行计划中出现,并造成了一定的损失:在1998年美国NASA与俄罗斯CIAM联合进行的超燃冲压发动机飞行实验中(马赫数3.5~6.5)<sup>[12]</sup>,进气道在马赫数3.5起动后,由于燃烧室供油不当而进入了不起动状态,致使发动机熄火,随后发动机控制系统减小了燃烧室供油,但由于再起动的回路迟滞现象,直到马赫数5.0进气道才重新进入起动状态,这使得部分预定飞行实验目标未能实现;在2007年美国DARPA与澳大利亚Queensland大学联合进行的飞行实验中,进气道的起动、不起动状态交替出现,事后分析实验中超声速燃烧根本就没有正常发生过<sup>[3]</sup>;在2011年6月进行的X-51高超声速飞行器第二次飞行试验中,由于超燃冲压发动机进气道未能起动,致使该飞行试验过早终止。上述飞行实验充分表明了高超进气道不起动状态的危害,同时也暴露了当前国际上对高超进气道不起动问题重视程度的严重不足。

因此,为降低超燃冲压发动机的研制风险,并避免灾难性事故的发生,对高超进气道不起动问题的深入研究迫在眉睫。依据国内外相关研究工作

取得的成果,并借鉴传统超声速航空器的发展经验,在高超进气道不起动问题中急需开展的相关研究工作可具体化为不起动状态流态特征、不起动状态分类与识别、不起动状态预警和不起动状态控制共4个方面,而这些方面的内容构成了层层递进的支撑关系。综合国内外的公开资料,下面分别对相关研究现状进行讨论,旨在为高超进气道技术的发展提供参考。

## 1 不起动状态的流态特征

自Oswatitsch<sup>[13]</sup>于1944年首次观测到超声速进气道的振荡流态(即喘振)以来,经过数十年来各国学者的努力<sup>[14-19]</sup>,目前在常规超声速进气道不起动流态方面的研究已经较为深入,对不起动喘振现象的特征和机理也较为清晰:超声速进气道存在“小喘”和“大喘”两种主频相近、但振幅相差甚远的不起动振荡流态;扰动的声波反馈在喘振信号传递环中起着重要作用,故喘振的主特征频率往往与进气道腔体的各阶声学谐振频率密切相关。

然而,文献[10]指出高超进气道的不起动流态与超声速进气道间存在显著差别:前者为超声速溢流,后者为亚声速溢流(图1)。这使得常规超声速进气道方面的相关结论不能直接套用到高超进气道上,为此国内外相关学者针对高超进气道的不起动流态开展了专门研究<sup>[20-23]</sup>,得到了一些有用的结论,但大多工作采用了稳态研究手段,如使用稳态CFD计算、PSI扫描阀测压、常规相机观测波系等。文献[24~25]对反压导致的二元高超进气道不起动状态的非定常流动特性进行了风洞实验,研究中采用了高速纹影摄像和瞬态压力测量技术。结果表明,高超进气道的不起动流态极易表现为振荡流态(图2),也可分为相对温和的“小喘”和剧烈的“大喘”两种,但同时又与常规超声速进气道的不起动状态存在显著的不同:喘振时高超进气道的口部波系被交替地吐出和吞入,当波系被吞入时,进气道流动结构与壁面压力分布与高反压起动状态一致,即存在“瞬时起动”状态;在特定堵塞度的“大喘”状态,高超进气道的流动振荡具有间歇性(图3),即

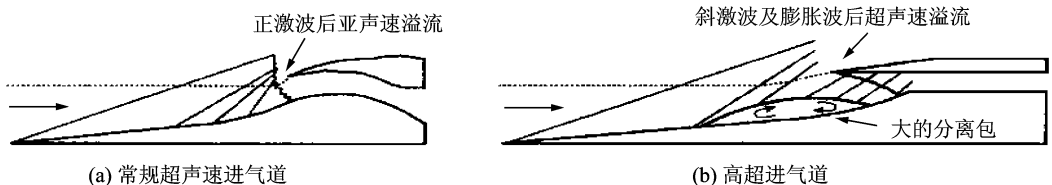
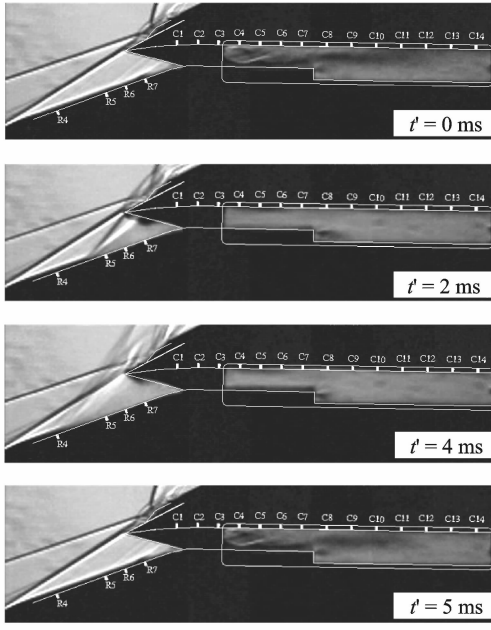
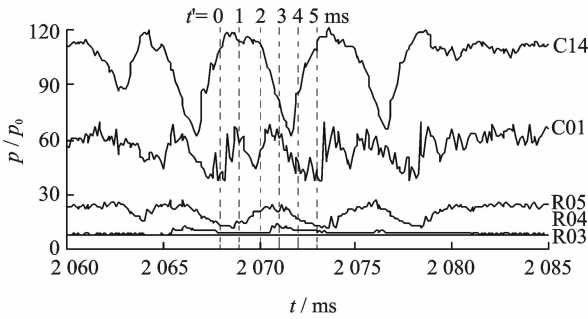


图1 某一瞬间的不起动流态<sup>[10]</sup>

Fig. 1 Flow patterns of inlet unstart of supersonic inlet and hypersonic inlet<sup>[10]</sup>



(a) 纹影照片



(b) 典型测点静压的时间历程

图 2 反压导致不起动状态下二元高超进气道的瞬态流动结构和壁面静压<sup>[24]</sup>

Fig. 2 Flow patterns and static pressure-time histories of 2-D hypersonic inlet unstart caused by downstream high pressure<sup>[24]</sup>

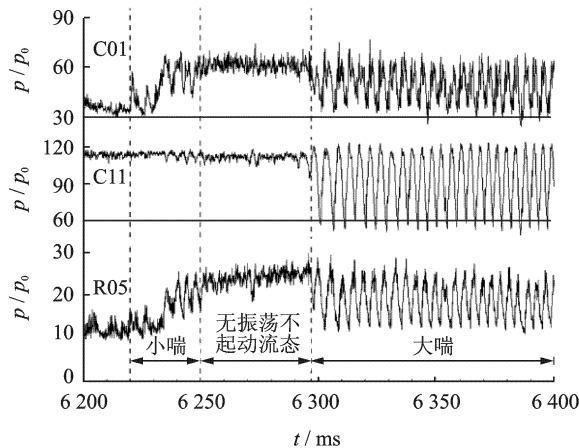
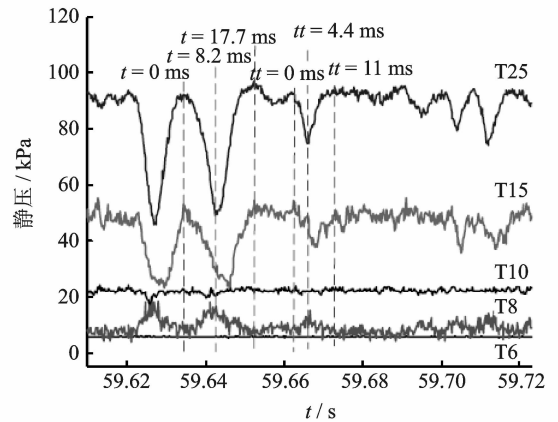


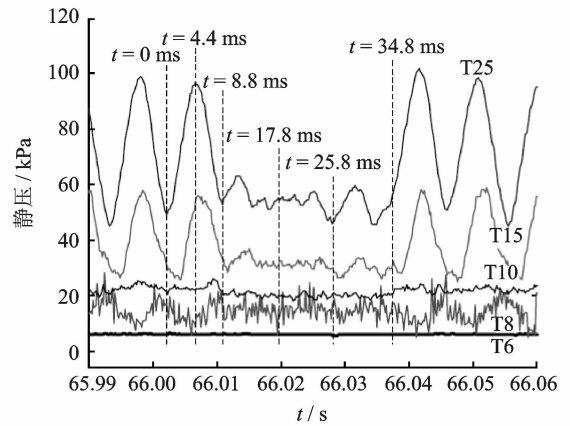
图 3 高超进气道的间歇性流动振荡形式<sup>[25]</sup>

Fig. 3 Oscillation patterns with intermittence of hypersonic inlets<sup>[25]</sup>

存在短时的“虚假起动”现象;高超进气道喘振时在隔离段内周期性地存在超声速区,声波在此的前传被隔断,故喘振机理不同于常规超声速进气道中的声学反馈喘振模式,喘振主频也不能使用开口或盲管声学共振频率公式(对常规超声速进气道适用)进行估算。文献[26]在试验中还发现了高超进气道不起动喘振状态中两种新的流动形态:一种为“大喘”与“小喘”混合的振荡模式(图 4(a)),即几次强振荡之后紧接着出现几次弱振荡,但该振荡形式的周期性不明显,其中  $t$  代表一个大喘周期,  $tt$  代表一个小喘周期。另一种为无振荡形式(图 4(b)),在振荡过程中随机地出现一些间歇,但与文献[25]所观测到的间歇现象不同。



(a) “大喘”和“小喘”混合振荡模式



(b) 无振荡模式

图 4 高超进气道不起动两种新的流动形式<sup>[26]</sup>

Fig. 4 Two novel oscillation patterns of hypersonic inlet buzz<sup>[26]</sup>

## 2 不起动状态的分类与识别

当进气道进入不起动状态后,必须对其做出快速、准确的识别和分类,以指导进气道或发动机做出相应调节,使进气道迅速重新起动。为此,进气

道不起动状态的分类以及相应的识别方法相当重要,是发动机控制的重要环节,并直接影响着发动机的控制策略,在一定程度上还决定了发动机的运行能力(如再次点火能力等)。

在高超进气道不起动状态的分类方面,目前的研究工作分散性较大,且大部分研究直接根据导致不起动的因素对其进行分类。如文献[27]中将进气道的不起动状态分为面积收缩比过大和反压过高两大类,文献[28]中将其分为马赫数过低和反压过高两大类,文献[29]中则将其分为反压过高、收缩比过大、折转角过大(即激波/边界层干扰过强)三大类。

具体到不起动状态的识别方法,文献[27]针对风洞实验的需要,对二元超声速进气道不起动状态(马赫数 2.5~5.0)的识别方法进行了探索性研究,建议并实践了分别基于高速纹影摄像、喉道前与喉道后时均静压关系、喉道附近壁面瞬态静压特征的3种不起动状态识别方法。第1种方法直观、可靠,但需要复杂的光路系统,仅在地面实验中可行,在实际飞行中显然不现实。第2种方法实现简单,但判别准则因具体的进气道设计参数、飞行马赫数而异,难以做到通用,且当实际参数与建立判别准则时的假想值存在差异时容易出现误判。后来 CIAM 和 NASA 联合飞行实验的部分失败便是一个教训:以中心体肩部下游附近壁面静压与二级锥壁面静压的比值作为依据来判别进气道起与不起,结果成功地识别了进气道的首次不起动,却未检测出进气道退出不起动状态(即重新进入起状态)这一重要现象。事后美俄两国专家分析,这主要是由于再起状态下内通道的实际流态与地面实验预测的结果存在差异,且不起动识别方法的鲁棒性不够所导致的。为此,文献[28]首次将突变理论和机器学习方法引入了高超进气道的不起动建模过程,使进气道起/不起动边界之间出现了隔离带,一定程度上提高了第二种判别准则的抗干扰能力。然而,机器学习方法是建立在大量、可靠、全面的样本数据基础之上,同时又由于对不同的进气道而言样本数据不具备通用性,因此大量样本数据的获取是该方法的一个现实困难,对于高超进气道而言由于昂贵的实验开销使得这一困难尤为突出。第3种方法便是从非定常的角度来对进气道的不起动状态进行识别,其主要优点是以动态压强信号的时域和频域特征为主要依据,受时均静压预测误差的影响较小,因而所建立的识别方法有望获得较高的准确度,且可能具有通用性,是目前不起动状

态识别研究的一个新方向。其主要缺点是所需的信息量和运算量偏大,对机载测试及数据处理系统的实时性要求较高。并且,构建第3种识别算法的难度也较大:首先,信号的特征提取、判别准则的建立、信号采样频率的选择、传感器的布置等均显著地依赖于对被检测对象的认识,因此必须对高超进气道的各类不起动非定常流态有深入而准确的了解;其次,需要对干扰信号进行区分,以防止测试系统本身或外来电磁干扰导致的错误识别。

### 3 不起动状态的预警方法

对高超进气道不起动状态最为有效的控制体现在预防层次,即通过各种措施在不起动状态出现之前将其遏制。显然,对不起动状态的有效预警是一切预防措施的前提和基础:有了准确的且提前量足够的预警,才可能采取控制措施对其进行预防。文献[29~30]的研究均指出,高超进气道的不起动边界是一个多维空间曲面(包含有面积收缩比、气流折转角、出口反压、来流马赫数、飞行攻角、侧滑角、雷诺数等变量),非常复杂,且随具体的进气道而异,因而对不起动状态的预警是一项极为艰巨的任务。文献[27]探讨了使用脉动压力均方根和主特征频率对反压导致不起动进行预警的可能性。文献[29]也勾画了一个基于不起动状态预警的发动机控制系统框架,并将神经网络引入其中,但并未具体描述如何进行不起动预警。而在常规超声速进气道方面(马赫数 1.8~2.0),文献[31]将累积和算法(Cumulative sum algorithm, CUSUM)和一般似然比算法(Generalized likelihood ratio, GLR)应用于反压导致的不起动预警,取得了较好的结果。文献[32]将文献[31]的思路应用于由反压引起的二元高超进气道不起动的预警中:以隔离段入口上壁面的测点为信号源,利用 CUSUM(图5(a))和 GLR(图5(b))变化检测算法成功地预测了喘振现象,均在大喘发生前约 220 ms 发出警报,初步验证了该思路应用于高超进气道不起动喘振预警的可行性。图5中  $S_{k-m_k}$  和  $g_k$  分别为算法中定义的恒量变化程度的参数,通过将其与事先确定的阈值  $h$  比较来确定报警时间  $t$ 。但两种算法缺乏较好的实时性,尤其 GLR 算法比较费时,其程序运行时间远大于提前报警时间。针对这一不足,文献[33]提出了基于递归傅里叶变换算法的预警措施,由于算法的存储信息量小,程序执行效率高,因此更有利于实时预警的实现。

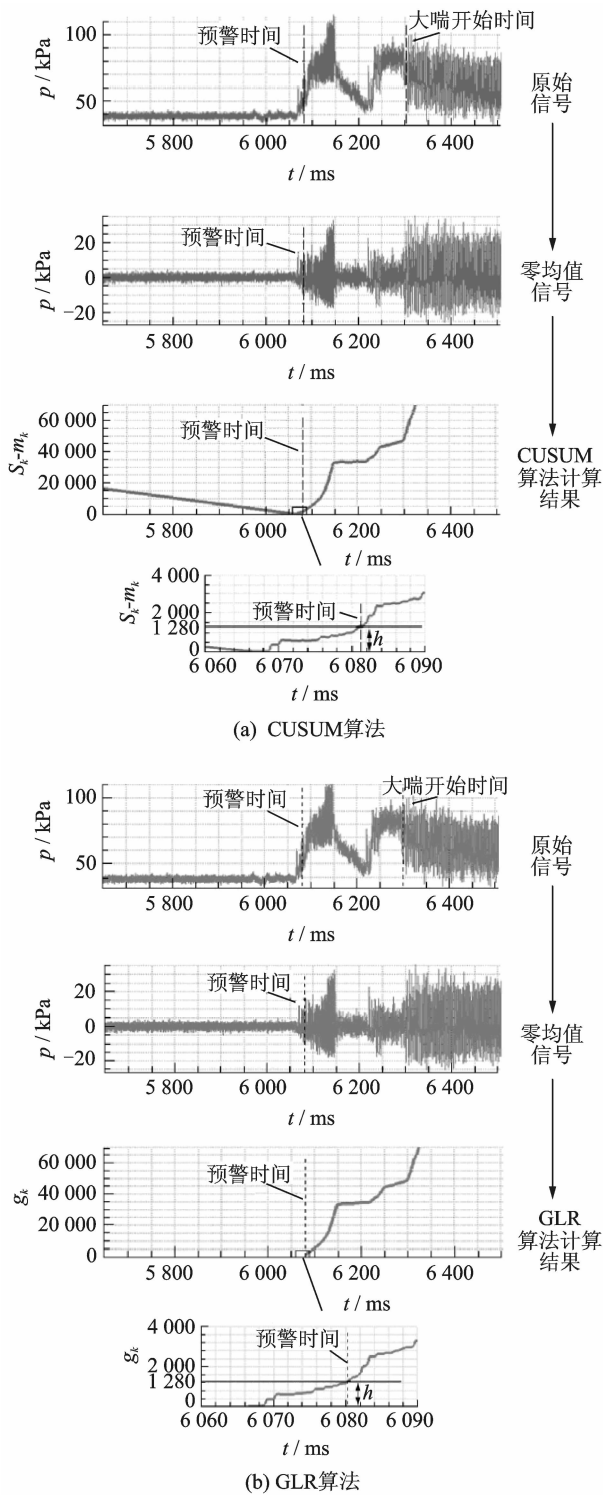


图 5 基于 CUSUM 和 GLR 算法的高超进气道不起动预警<sup>[32]</sup>

Fig. 5 Detection based on CUSUM and GLR algorithms of hypersonic inlet unstart<sup>[32]</sup>

### 4 不起动状态的控制方法

当发动机状态监控系统判断出进气道临近或已经处于不起动状态时,应立即采取措施抑制喘振现象,使进气道进入安全工作状态。这不仅包括发

动机的供油规律调节、飞行器的姿态调节,还包括进气道本身的喘振控制措施。

由于不起动喘振状态的危害性较大,且建立速度非常快,可达 10 ms 量级<sup>[34]</sup>,因此高超进气道的不起动控制措施在保证可靠再起动的同时,还必须具备快速响应的特点。然而,目前高超进气道不起动喘振状态的控制措施较为匮乏,大致有转动唇罩(二元进气道)<sup>[35]</sup>、平移唇罩<sup>[36]</sup>、平移中心体(轴对称进气道)<sup>[37]</sup>等几种方式(图 6),其基本原理均是通过增大进口前的溢流来缓解通道内的气流堵塞,进而实现喘振控制。然而,由于涉及较大的可动部件和行程,上述控制措施的快速响应能力值得怀疑,实时性难以得到保证。

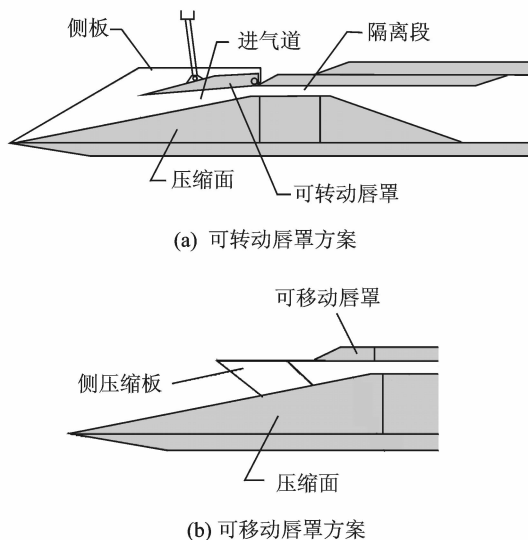
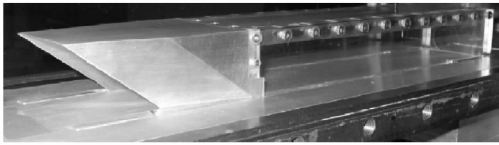


图 6 基于可变唇罩的高超进气道不起动喘振控制  
Fig. 6 Control methods for hypersonic inlet buzz based on variable cowl

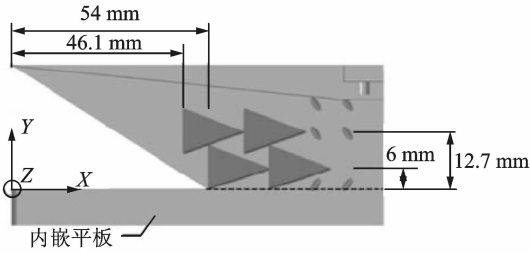
最近,Valdivia 等人针对某广义二元高超进气道的不起动喘振状态<sup>[38]</sup>,在内通道侧壁安装了多片机械式和气动式涡流发生器(图 7),以期通过生成的旋涡来抑制进气道口部的分离包,进而达到控制不起动喘振的目的。风洞实验结果表明,该控制措施取得了一定的效果,使喘振状态下典型测点的壁面瞬态压强波动幅度下降了 33.8%,但此时进气道内部的振荡流态依然强烈,典型测点的压强波动幅度仍高达自由流静压的 22 倍。

### 5 结 论

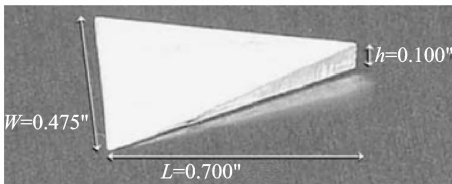
通过以上分析和回顾可以看到,经过各国学者多年来不懈的努力,近年来在高超进气道的不起动研究领域取得了较大的进展,得到了一些有价值



(a) 简化的二元进气道



(b) 机械式/气动式涡流发生器的布置



(c) 机械式涡流发生器特写

图7 基于“机械式”+“气动式”涡流发生器的高超音速进气道不起动喘振控制<sup>[38]</sup>Fig.7 Control methods for hypersonic inlet buzz based on vortex generators<sup>[38]</sup>

的结论,主要包括:

(1)诱发高超进气道不起动的原因非常多样,包括燃烧室喷油过猛、释热量太大、攻角过大、飞行马赫数过低、进气道内收缩过大、激波/边界层干扰过强、雷诺数过低等。

(2)高超进气道的不起动状态往往具有较强的非定常特征,流道中存在大幅度的波系运动和剧烈的压强波动,并且其振荡机理有别于常规的声学振荡,振荡主频较之偏低。

(3)分别基于高速纹影摄像、喉道前与喉道后时均静压关系、喉道附近壁面瞬态静压特征的3种不起动状态识别方法的实践表明,对于工程实用而言各种方法均存在不足,分别包括:光学设备过于复杂、容易导致误判、识别算法构建难度大等,但后两种方法面临的困难有望通过进一步的工作解决,而第一种方法则难度较大。

(4)针对特定的高超音速进气道及相应的不起动瞬态信号,利用基于突变检测的相关算法可以实现对其不起动状态的预警,但仍需解决算法的通用性和实时性等难题。

(5)涡流发生器对高超进气道的不起动状态能够起到一定的控制作用,可较明显地降低喘振导致的压强脉动,但是目前尚未抑制或延缓不起动状态的出现。

与此同时,高超进气道不起动问题的研究仍存在较多的基础和技术问题有待解决,主要包括:

(1)目前对高超进气道不起动流态的研究仍主要是集中在简化的二元进气道上,鲜见有针对其他类型进气道(如侧压式、轴对称、内转式等三维进气道)的相关研究报道。

(2)受限于其本身物理现象的复杂性以及试验数据的缺乏、地面实验模拟的可靠程度,对于高超进气道不起动的在线、实时的识别与预警目前仍是一个难题。

(3)关于高超进气道不起动的振荡抑制及再起控制方法,目前相关工作较为少见,因此发展简单、高效且能快速响应的高超音速进气道不起动控制方法也是将来本领域的重要方向之一。

#### 参考文献:

- [1] Walker B, Kennedy K, Mikkelsen C. US army hypersonic scramjet propelled missile technology program[R]. AIAA Paper 2006-7927, 2006.
- [2] Hank J M, Murphy J S, Mutzman R C. The X-51A scramjet engine flight demonstration program[R]. AIAA Paper 2008-2540, 2008.
- [3] Walker S, Rodgers F, Paull A, et al. HyCAUSE flight test program[R]. AIAA Paper 2008-2580, 2008.
- [4] Heiser W, Pratt D, Daley D, et al. Hypersonic air-breathing propulsion[M]. USA: AIAA, 1994.
- [5] 李永洲,张堃元,钟启涛.型面设计马赫数对马赫数分布可控高超声速内收缩进气道的影响[J].南京航空航天大学学报,2014,46(2):239-245.  
Li Yongzhou, Zhang Kunyuan, Zhong Qitao. Influence of design mach number on hypersonic inward turning inlets with controllable mach number distribution[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2014, 46(2): 239-245.
- [6] 李大进,高雄,朱守梅.弯曲激波压缩曲面的二元高超进气道研究[J].推进技术,2013,34(11):1441-1447.  
Li Dajin, Gao Xiong, Zhu Shoumei. Study of hypersonic 2D-inlet with leading curved-shock wave compression ramp[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(11): 1441-1447.
- [7] 袁化成,郭荣伟.矩形截面高超声速进气道气动设计

- 及试验验证[J]. 南京航空航天大学学报, 2009, 41(4):423-428.
- Yuan Huacheng, Guo Rongwei. Design and experimental verification of hypersonic inlet with rectangular section [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2009, 41(4): 423-428.
- [8] Häberle J, Gülhan A. Internal flowfield investigation of a hypersonic inlet at mach 6 with bleed[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(5):1007-1017.
- [9] O'Brien T F, Colville J R. Analytical computation of leading-edge truncation effects on inviscid Busemann-inlet performance [J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(4):655-661.
- [10] Curran E T, Murthy S N B. Scramjet propulsion (progress in astronautics and aeronautics) [M]. USA: AIAA, 2000.
- [11] McClinton C R, Hunt J L. Airbreathing hypersonic technology vision vehicles and development dreams [R]. AIAA Paper 1999-4987, 1999.
- [12] Voland R T, Auslender A H, Smart M K. CIAM/NASA Mach 6.5 scramjet flight and ground test[R]. AIAA Paper 1999-4848, 1999.
- [13] Oswatitsch K. Pressure recovery for missiles with reaction propulsion at high supersonic speeds[R]. NASA TM 1140, 1944.
- [14] 刘占生, 张云峰, 田新. 冲压发动机超声速进气道流动自激振荡研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 1595-1602.
- Liu Zhansheng, Zhang Yunfeng, Tian Xin. Research on self-excited oscillation flows in inlet of ramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 1595-1602.
- [15] 白晓征, 刘君, 郭正, 等. 冲压发动机进气道压力振荡过程的数值研究[J]. 推进技术, 2008, 29(5):562-565.
- Bai Xiaozheng, Liu Jun, Guo Zheng, et al. Numerical simulation of pressure oscillation in ramjet inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(5):562-565.
- [16] 王玉峰, 杨宝娥. 超声速进气道喘振的机理研究[J]. 火箭推进, 2008, 34(1):17-22.
- Wang Yufeng, Yang Baoe. Study of the buzz mechanism of supersonic inlets[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(1):17-22.
- [17] Ferri A, Nucci L M. The origin of aerodynamic instability of supersonic inlets at subcritical conditions [R]. NASA RM L50K30, 1951.
- [18] Newsome R W. Numerical simulation of near-critical and unsteady, subcritical inlet flow[J]. AIAA Journal, 1984, 22(10):1375-1379.
- [19] Lu P J, Jain L T. Numerical investigation of inlet buzz flow [J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(1):90-100.
- [20] Scott D H. Wind-tunnel blockage and actuation systems test of a two-dimensional scramjet inlet unstart model at Mach 6[R]. NASA TM-109152, 1994.
- [21] 鲍文, 常军涛, 郭新刚, 等. 超燃冲压发动机进气道不起动仿真研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(5): 731-735.
- Bao Wen, Chang Juntao, Guo Xingang, et al. Unstart simulation of scramjet inlets [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5):731-735.
- [22] Li Zhufei, Gao Wenzhi, Jiang Hongliang, et al. Unsteady behaviors of a hypersonic inlet causing by throttling in shock tunnel[J]. AIAA Journal, 2014, 51(10):2485-2492.
- [23] 袁化成, 梁德旺. 高超声速侧压式模型进气道不起动特性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(6):683-687.
- Yuan Huacheng, Liang Dewang. Characteristic analysis of unstart performance for hypersonic side-wall inlet model [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(6): 683-687.
- [24] Tan H J, Guo R W. Experimental study of the unstable-unstarted condition of a hypersonic inlet at Mach 6[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(4):783-788.
- [25] Tan H J, Sun S, Yin Z L. Oscillatory flows of rectangular hypersonic inlet unstart caused by downstream mass-flow choking[J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(1):138-147.
- [26] Chang Juntao, Wang Lei, Bao Wen, et al. Novel oscillatory patterns of hypersonic inlet buzz[J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(6):1214-1221.
- [27] Hawkins W R, Marquart E J. Two-dimensional generic inlet unstart detection at Mach 2.5-5.0 [R]. AIAA Paper 1995-6019, 1995.
- [28] Yu D R, Chang J T, Bao W, et al. Optimal classification criteria of hypersonic inlet start/unstart[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(2):310-316.
- [29] Cox C, Lewist C, Pap R, et al. Prediction of unstart phenomena in hypersonic aircraft[R]. AIAA Paper 1995-26288, 1995.
- [30] Chang J T, Yu D R, W. Bao W, et al. Influence factors of unstart boundary for hypersonic inlets [R]. AIAA Paper 2008-4586, 2008.
- [31] Trapier S, Deck S, Duveau P. Time-frequency analy-

- sis and detection of supersonic inlet buzz[J]. *AIAA Journal*, 2007, 45(9):2273-2284.
- [32] 李留刚, 谭慧俊, 孙姝, 等. 二元高超进气道不起动状态的信号特征及预警[J]. *航空学报*, 2010, 31(12): 2324-2331.  
Li Liugang, Tan Huijun, Sun Shu, et al. Signal characteristics and prediction of unstarting process for two-dimensional hypersonic inlet[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(12):2324-2331.
- [33] Chang Juntao, Wang Lei, Yu Daren, et al. Real-time unstart prediction and detection of hypersonic inlet based on recursive Fourier transform [R]. *AIAA* 2012-4150, 2012.
- [34] Wagner J, Yuceil K. Experimental investigation of unstart in an inlet/isolator model in Mach 5 flow[J]. *AIAA Journal*, 2009, 47(6):1528-1542.
- [35] Emami S, Trexler C A, Auslender A H, et al. Experimental investigation of inlet-combustor isolators for a dual-mode scramjet at a Mach number of 4[R]. *NASA TP* 1995-3502, 1995.
- [36] 潘瑾, 张堃元. 可变内收缩比侧压式进气道自起动性能[J]. *推进技术*, 2007, 28(3): 278-281.  
Pan Jin, Zhang Kunyuan. Self-starting characteristics for sidewall compression inlet with variable internal contraction ratio[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2007, 28(3):278-281.
- [37] DeBonis J R, Trefny C J. Supersonic wind tunnel tests of a half-axisymmetric 12°-spike inlet to a rocket-based combined-cycle propulsion system [R]. *NASA TM* 2001-210567, 2001.
- [38] Valdivia A, Yuceil K B, Wagner J L, et al. Dolling, active control of supersonic inlet unstart using vortex generator jets[R]. *AIAA paper* 2009-4022, 2009.



