

可调文氏管流量控制及其在变马赫数风洞中的应用*

胡悦^{1,2}, 李向东^{1,2}, 康忠涛^{1,2}, 王振锋^{1,2}, 袁磊^{1,2}, 陈晨曦^{1,2}

(1. 中国空气动力研究与发展中心 空天技术研究所, 四川 绵阳 621000;
2. 中国空气动力研究与发展中心 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘要: 为了实现变马赫数风洞运行过程中流量的连续精确控制, 设计了连续可调文氏管。利用减压器保持可调文氏管上游压力稳定不变, 通过伺服电机控制针锥前后移动调节文氏管节流面积连续变化, 从而实现流量连续变化。针锥与可调文氏管型面经过设计, 保证可调文氏管节流面积随针锥位移线性变化, 提高了流量控制精度。使用标准文氏管对可调文氏管进行流量标定, 标定结果显示: 随针锥位置变化, 可调文氏管流量系数略有变化, 变化范围为0.97~0.99; 可调文氏管流量控制重复性非常好, 流量控制的不确定度均小于2%。通过可调文氏管的流量连续控制, 变马赫数风洞实现了马赫数2~4对应模拟参数的连续变化。

关键词: 可调文氏管; 流量控制; 标定; 不确定度; 变马赫数风洞

中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 11-210305-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.210305

Flow Control of Throttleable Venturi Nozzle and Its Application in Varying-Mach-Number Wind Tunnel

HU Yue^{1,2}, LI Xiang-dong^{1,2}, KANG Zhong-tao^{1,2}, WANG Zhen-feng^{1,2}, YUAN Lei^{1,2}, CHEN Chen-xi^{1,2}

(1. Aerospace Technology Institute, CARDC, Mianyang 621000, China;
2. Science and Technology on Scramjet Laboratory, CARDC, Mianyang 621000, China)

Abstract: The throttleable venturi nozzle was designed for the mass flow rate continuous and precise control of varying-Mach-number wind tunnel. The pressure reducer was used for maintaining pressure stable of throttleable venturi nozzle upstream, and the throttle area was adjustable continuously through the movement of plug driven by servo motor. Thus, continuous variations of the flow was realized. The throttle area of throttleable venturi nozzle changes linearly with plug displacement for the profiles of plug and venturi nozzle were designed, for which the precision of flow rate control was improved. The standard venturi tube was used for flow rate calibrating, and it is shown that the discharge coefficient of throttleable venturi nozzle changes slightly with plug position in the range of 0.97~0.99. Throttleable venturi nozzle shows excellent repeatability in flow rate control. The results show that uncertainty of mass flow rate measurement is less than 2%. The throttleable venturi nozzle has been used for the flow rate control in vary-Mach-number wind tunnel, and the continuous variation of the corresponding simulation parameters of Mach 2~4 have been achieved successfully.

Key words: Throttleable venturi nozzle; Flow rate control; Calibration; Uncertainty; Varying-Mach-number wind tunnel

* 收稿日期: 2021-05-18; 修订日期: 2021-11-21。

基金项目: 国家自然科学基金 (11802323; 12002356)。

作者简介: 胡悦, 硕士, 工程师, 研究领域为高超声速推进技术。

引用格式: 胡悦, 李向东, 康忠涛, 等. 可调文氏管流量控制及其在变马赫数风洞中的应用[J]. 推进技术, 2022, 43(11): 210305. (HU Yue, LI Xiang-dong, KANG Zhong-tao, et al. Flow Control of Throttleable Venturi Nozzle and Its Application in Varying-Mach-Number Wind Tunnel[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(11):210305.)

1 引言

随着对组合动力研究的不断深入,能够模拟动态飞行环境中高度和马赫数实时变化的变马赫数风洞变得愈发重要^[1-2]。组合发动机的模态转换过程^[3]、非正常来流条件下发动机的动态特性等关键技术研究均需要变马赫数风洞设备的支撑。变马赫数风洞在一次试验中实现变参数运行,不仅是马赫数的变化,对应的模拟参数如总温、总压等也需要同步变化^[4]。对燃烧加热型推进风洞而言^[5],燃料和氧化剂流量的连续、精确变化,是实现风洞模拟参数连续变化的基础,因此具有重要意义。

目前普遍采用调节阀对气体流量进行调节^[6],但是普通调节阀受下游环境影响严重,调节精度低,无法满足变马赫数风洞的流量控制需求。定马赫数风洞的流量控制装置一般为文氏管,文氏管喉道尺寸固定,临界状态下可以输出精确、固定的流量。文氏管是标准流量测量装置^[7-8],长期以来研究人员已经对其进行了详细的研究^[9-11],广泛应用于超燃冲压发动机煤油流量控制^[12]、加热器燃料/氧化剂供给^[13]等领域。

固定结构的文氏管只能用于流量测量或定点控制,利用文氏管实现流量连续变化,需要文氏管上游压力连续可调或文氏管节流面积连续可调。马宏祥等^[14]利用小流量压力调节阀,配合孔板及文氏管开展空气流量调节技术研究,但该方案只能实现流量单点控制,流量调节范围不大。姬俊锋等^[15]提出一种通过多个汽蚀管并联组合实现多工况流量控制,该方法实际是将不同喉道汽蚀管进行组合,使汽蚀管上游压力在可接受的范围内,通过压力控制实现流量控制。该方法在稳态时虽有较高精度,但无法控制流量连续变化,难以满足变马赫数风洞的流量控制需求。由于气体流量随上游压力成正比,液体流量随上游压力的开平方成正比,囿于气源供应能力及加热器所需喷注压力的限制,通过压力调节无法实现大范围流量连续变化。而变马赫数风洞在一次试验要完成最大5倍的流量变化,因此文氏管节流面积可调是实现流量大范围调节的合理方案。

沈赤兵等^[16]设计了中心针锥轴向移动调节节流面积的可调文氏管,并将其应用于三组元发动机燃烧室煤油流量的调节。试验研究了煤油流量的阶跃变化,未得到流量的连续变化曲线,且针锥移动量使用游标卡尺测量,位移精度及流量精度均无法保证。丁猛等^[12]也将文氏管流量控制技术应用到液体煤油

燃料超燃冲压发动机地面直连式试验中,试验结果表明,可调文氏管流量调节系统能够提供稳定的流量,实现流量在较大范围内的台阶变化。成鹏^[17]和陶玉静等^[18]也分别设计了可调文氏管,开展煤油、液氧及空气的流量连续调节,并对可调文氏管的流量系数、流量调节动态特性进行了分析。现有可调文氏管虽然能够实现流量调节功能,但大多针对液体燃料的小范围、定点台阶变化,应用于气体介质连续调节的案例很少。可调文氏管节流位置与流量的对应问题也亟待解决,针对可调文氏管流量控制精度的分析也鲜见于文献。

针对现有可调文氏管存在的问题,本文设计了一种针锥式可调文氏管系统。该系统以伺服电机驱动高精度滚珠丝杆,推动中心针锥移动精确调节文氏管节流面积;利用光栅尺实时测量反馈解决针锥位置与控制流量的对应问题;通过标准文氏管对可调文氏管进行流量标定,确定其流量系数并给出了流量控制精度。将可调文氏管应用于变马赫数风洞的流量控制,实现了风洞模拟参数的连续变化。

2 试验系统及标定方法

2.1 可调文氏管

图1及图2所示为可调文氏管的外形图及工作原理图,主要由伺服电机、减速器、联轴器、滚珠丝杆、进气口、气流通道、针锥、文氏管、出气口、光栅尺组成。伺服电机产生驱动力,经减速器放大后由联轴器带动滚珠丝杆转动,滚珠丝杆将伺服电机的旋转运动转换为轴向推动力,推动针锥做轴向运动,从而改变文氏管的节流面积,产生连续变化的流量。变马赫数风洞加热器所需介质为氢气、氧气及两路空气,因此共设计4套可调文氏管。

可调文氏管在实际使用中存在的问题之一是气流冲击作用下针锥将产生严重振动。针锥的振动不仅会造成流量控制产生较大误差,还会导致针锥与

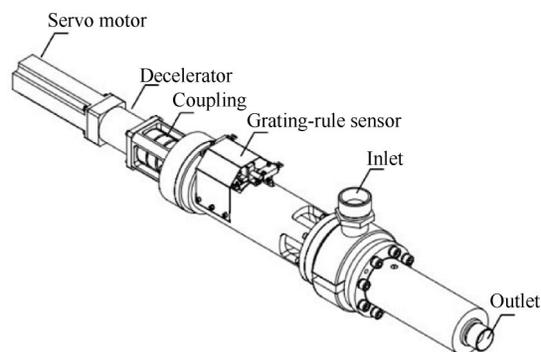


Fig. 1 Schematic of throttleable venturi nozzle

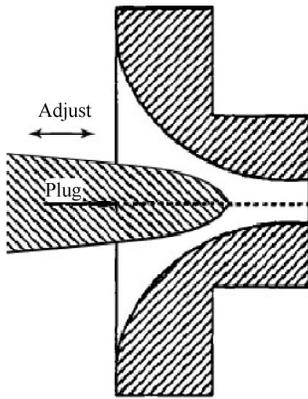


Fig. 2 Working principle diagram of throttleable venturi nozzle

管壁碰撞,造成型面和结构损坏。为解决该问题,本文设计的可调文氏管专门对进气方式进行了优化。气体经进气口进入进气腔后,设计一圈环形气道,8个进气通道沿圆周方向均匀布置,气体通过环形进气道后流向平行于针锥,避免气流进入后直接冲击针锥,可以确保其经过喉道处时流动稳定且对针锥冲击小,解决了针锥的振动问题。

使用包络线法^[19]对针锥型面与文氏管型面进行设计,使针锥行程与节流面积变化为严格线性关系。包络线法的基本原理是:首先求解初始节流位置 s_1 ,节流面积 A_1 壁面对应的等流通面积曲线,该等流通面积曲线与壁面每个点形成的流通面积均为 A_1 ;对于每个节流位置 s_i ,节流面积 A_i 都可求得一条等流通面积曲线,最后求解等流通面积曲线簇的包络线,该曲线即为不同节流位置、节流面积所需的针锥型线。求解流程如图3所示,详细的设计方法和原理可参考文献[19]。

本文中某空气路可调文氏管针锥行程40mm,对应节流面积0~82.32mm²,该空气路及其它三路可调文氏管节流面积随针锥位置变化曲线如图4所示。

可调文氏管在临界状态工作时,其流量值表达为

$$\dot{m} = C \frac{p^* A_1}{\sqrt{T^*}} \sqrt{\frac{k}{R} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \quad (1)$$

式中 C, p^*, T^*, A_1, k, R 分别为可调文氏管流量系数,总压,总温,节流面积,比热比和气体常数。在气体种类确定,流量修正系数、上游总压、总温不变的条件下,通过可调文氏管的流量仅是节流面积的函数。因此通过针锥移动,即可实现可调文氏管节流面积连续变化,从而产生连续变化的流量。

可调文氏管节流面积随针锥位移线性变化,使得流量调节的分辨率相同,可以减小流量控制的非

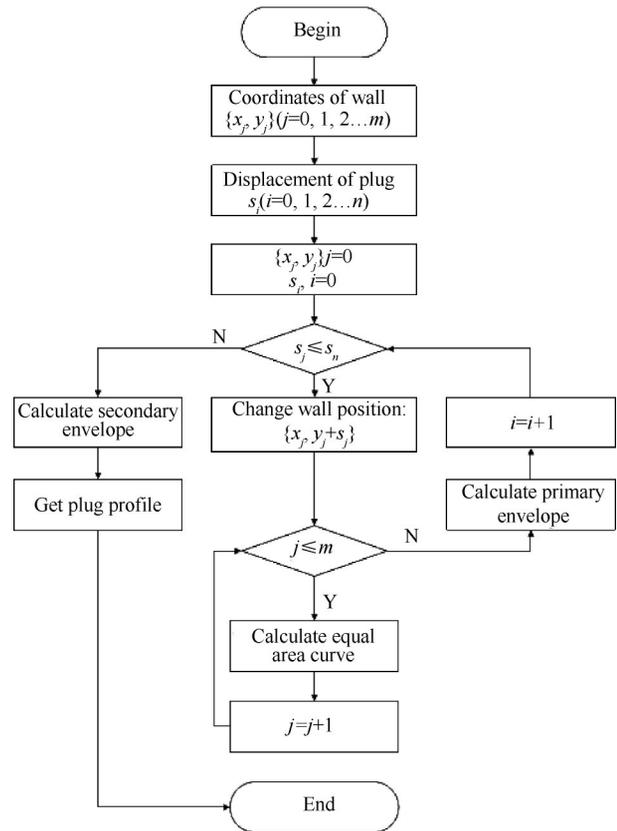


Fig. 3 Design process for the plug profile

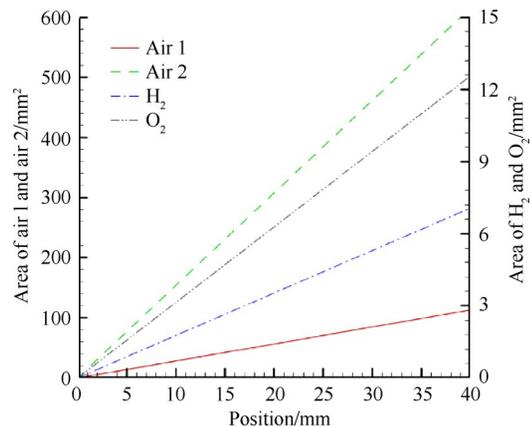


Fig. 4 Area of throttleable venturi nozzle changes with plug position

线性误差,提高控制精度。

为保证针锥的运动精度,所使用伺服电机旋转运动误差仅0.0027°,高精度滚珠丝杆经预压后300mm行程误差仅3.5μm,且没有回程间隙。整个系统的轴向运动误差<0.01mm,具有非常高的定位精度。

为实时测量并反馈针锥位置,以确定可调文氏管所对应的流量并监控针锥运动状态,专门设计了光栅尺测量系统。光栅尺固定在与针锥固连的套筒

上,可实时测量针锥位置,测量误差 $<5\mu\text{m}$ 。图5所示为某车次试验中4路可调文氏管针锥目标位置和光栅尺实测位置曲线,两条曲线基本重合,表明针锥能够实现高精度运动,且针锥位置与节流面积的一一对应关系得到确定。需要说明的是,可调文氏管的调节目标曲线是根据加热器的需求确定的,在实际试验中 Air 2 的流量变化是非线性的,因此目标曲线也是非线性的,而其余几种气体的流量变化近似线性,因此目标曲线也是近似线性的。

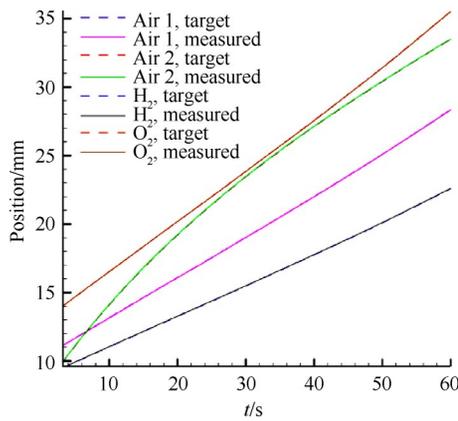


Fig. 5 Comparison between measured value and target value of plug position

2.2 流量标定方法及标定系统

标准文氏管是标准节流装置,无需进行校准即可确定输出信号与流量的关系,并估算其测量误差。因此,使用标准文氏管对可调文氏管流量进行流量测量及标定。

由可压缩流体的连续方程为

$$q_m = \rho v A \quad (2)$$

可压缩流体的伯努利方程为

$$\frac{v_1^2}{2} + \frac{\kappa}{\kappa - 1} \frac{p_1}{\rho_1} = \frac{v_2^2}{2} + \frac{\kappa}{\kappa - 1} \frac{p_2}{\rho_2} \quad (3)$$

绝热过程方程为

$$\frac{p}{\rho^\kappa} = \text{const} \quad (4)$$

标准文氏管的流量公式为

$$q_m = \frac{C\varepsilon}{\sqrt{1 - \beta^4}} \times \frac{\pi}{4} d^2 \sqrt{2\rho_1 \Delta p} \quad (5)$$

式中 q_m 为质量流量, C 为流出系数, ε 为可膨胀性系数, d 为标准文氏管喉道直径, β 为标准文氏管喉道与入口的直径比, ρ_1 为被测流体密度, Δp 为入口及喉部取压口的压差。

为准确标定可调文氏管的流量,分别设计不同喉部直径的标准文氏管对4路可调文氏管进行流量测量。

可调文氏管标定系统原理如图6所示。氢气、氧气可调文氏管标定时以氮气为标定介质,空气可调文氏管标定时以空气为介质。上游手阀是管路主阀,打开手阀后调节减压器使流量计上游压力稳定在工作压力。可调文氏管针锥运动参数设置好后,打开快速阀,可调流量计正常工作。P1测量可调文氏管腔压,可认为是上游总压;P2,P3分别测量标准文氏管的入口及喉道压力,T1测量入口温度,用于计算被测流体的密度。

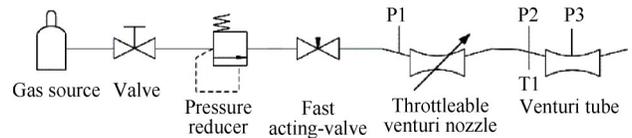


Fig. 6 Flow rate calibration system

根据变马赫数风洞的流量控制要求,选取21个针锥位置开展流量标定。流量标定时,首先在可调文氏管控制系统中设置好针锥所需到达的21个位置及针锥运动速度,到达每个位置后保持3s,直至到达最后一个位置。控制系统设置完毕后,打开管路主阀,设置减压器使可调文氏管上游压力稳定在工作压力,系统准备完毕后打开快速阀,流动建立后触发控制系统,针锥按照设定的位置运动,测量针锥处于每个位置时的流量,对可调文氏管流量进行标定。

2.3 变马赫数风洞试验系统

可调文氏管标定后用于变马赫数风洞流量控制。图7所示为变马赫数风洞的气源供应系统原理图。

氢气、氧气和一路空气供入加热器主燃烧室,燃烧后产生高温气体;另一路空气与高温燃气在掺混器中混合降温,形成试验所需气体。根据可调文氏管的标定结果以及加热器的流量需求,即可确定可调文氏管在变马赫数试验时的针锥位置。

可调文氏管采取开环控制,根据 $Ma=2\sim 4$ 连续变化的流量-时间曲线,试验前向控制系统输入针锥位置-时间曲线离散点,控制系统将自动解算针锥的运动速度,并在设置时刻到达预定位置,可调文氏管产生相对应的流量,并最终在变马赫数喷管出口产生流场参数随时间连续变化的试验气体。

3 结果与分析

3.1 可调文氏管流量特性

图8所示为一路可调文氏管在一次流量标定试验中测得的压力数据,其中 p_1 为可调文氏管腔压, p_2 和 p_3 分别为标准文氏管入口及喉道压力。

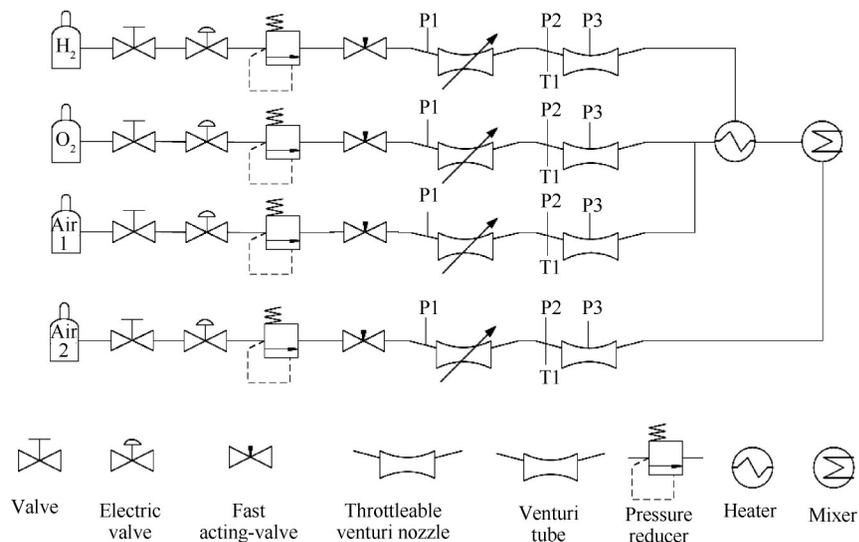


Fig. 7 Varying-Mach-number wind tunnel gas supply system

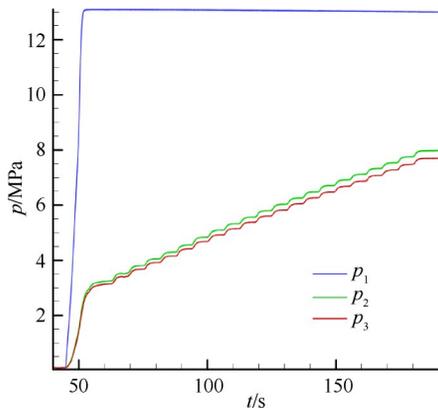
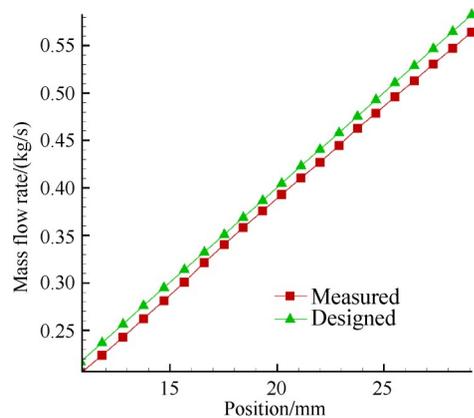


Fig. 8 Pressure curve in flow rate calibration

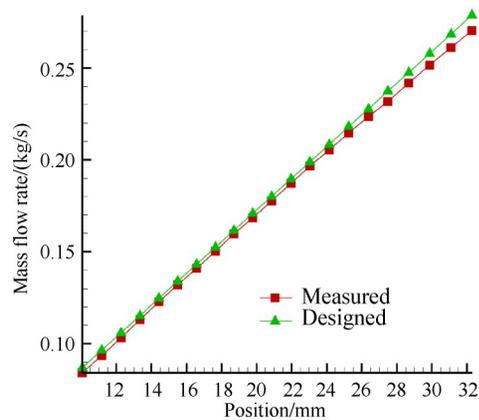
由图 8 可见,在流量变化过程中,可调文氏管腔体压力保持不变,表明减压器能够在流量变化时保持可调文氏管上游压力稳定;当可调文氏管针锥静止时,标准文氏管入口及喉道压力保持不变,根据标准文氏管流量计算式(5)可知管路流量保持不变,表明在流动建立的情况下,可调文氏管针锥能够保持稳定,轴向位置不发生变化,同时没有明显振动,未造成可调文氏管节流面积的变化,可以输出稳定的流量。

图 9 所示为空气路 Air 1 及氧气路可调文氏管的设计流量与测量流量对比结果。横坐标为针锥位置,纵坐标为该位置流量。流量随针锥位置线性变化,符合针锥与文氏管型面的设计预期,针锥型面设计方法的有效性得到验证。图 9 表明,流量测量值略小于设计值,原因是可调文氏管流量系数略小于 1,这是实际流动的必然结果。通过标定求得出可调文氏管流量系数,从而更加精确地控制流量。

图 10 所示为可调文氏管流量系数随针锥位置的



(a) Air 1 throttleable venturi nozzle



(b) O₂ throttleable venturi nozzle

Fig. 9 Designed and measured mass flow rate of air 1 and O₂ throttleable venturi nozzle

变化,前后两次试验上游总压不同。结果表明,流量系数接近 1,可调文氏管流阻非常小;前后两次试验流量系数重合度非常高,压力不影响流量系数,因此在实际工况压力变化时,同样可以使用标定的结果。

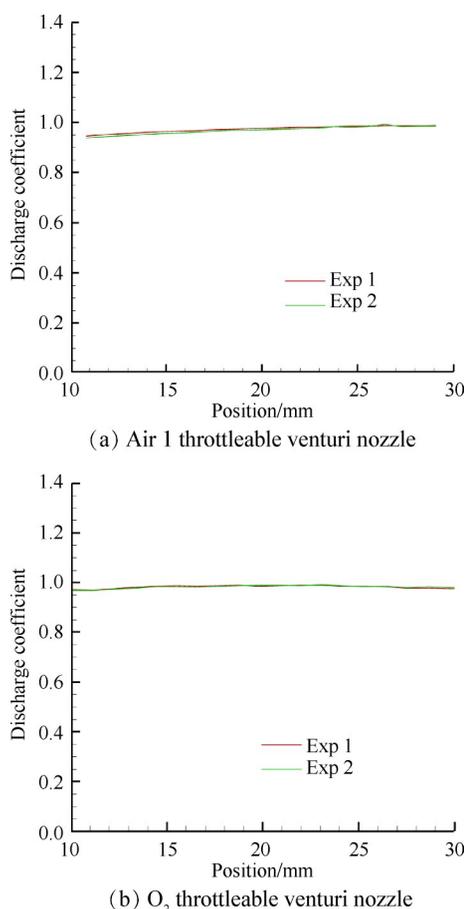


Fig. 10 Discharge coefficient of air 1 and O₂ throttleable venturi nozzle

文氏管针锥位置变化时,流量系数略有变化,变化范围在0.97~0.99,表1为氢气和一路空气(Air 1)可调文氏管不同针锥位置时的流量系数,表中只显示了10个位置的测量结果。

流量系数随针锥位置变化规律性不明显,文氏管的流量系数取平均值0.98时,4路可调文氏管流量

Table 1 Uncertainty of theoretical value of discharge coefficient of hydrogen throttleable venturi nozzle

No.	Measured value		Theoretical value		Uncertainty/%	
	H ₂	Air 1	H ₂	Air 1	H ₂	Air 1
1	0.985	0.974	0.980	0.980	0.51	0.62
2	0.987	0.975	0.980	0.980	0.71	0.51
3	0.989	0.977	0.980	0.980	0.91	0.31
4	0.972	0.979	0.980	0.980	0.82	0.10
5	0.979	0.980	0.980	0.980	0.10	0.00
6	0.971	0.982	0.980	0.980	0.93	0.20
7	0.983	0.982	0.980	0.980	0.31	0.20
8	0.976	0.984	0.980	0.980	0.41	0.41
9	0.974	0.986	0.980	0.980	0.62	0.61
10	0.973	0.986	0.980	0.980	0.72	0.61

系数的不确定度分别仅为:0.603%,0.508%,0.357%,0.476%,流量系数取0.98已具有相当高的精确度。

同一可调文氏管在多次试验中测量得到的流量对比结果如图11所示。

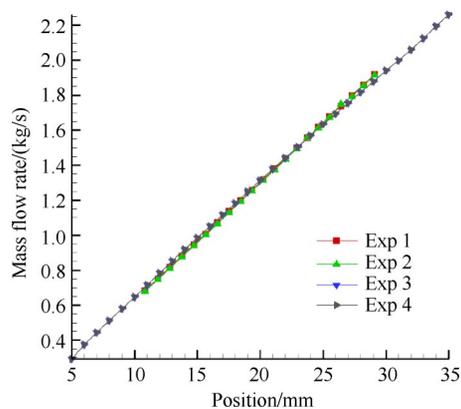


Fig. 11 Mass flow rate in the different calibration test

4次标定结果显示,同一针锥位置对应的流量基本一致,针锥位置-流量曲线基本重合,可调文氏管流量控制具有很高的重复性。这表明可调文氏管的针锥位置控制的重复性和准确性很高,误差很小,节流面积可精确控制。针锥位置与节流面积的一一对应问题得到解决。根据标定结果,可调文氏管流量系数取0.98;由于流量与可调文氏管上游压力相关,因此给出4路可调文氏管等效节流面积A(mm²)与针锥位置s(mm)的函数关系如式(6)所示。根据风洞实际运行时的压力、可调文氏管流量系数、风洞所需流量及上述函数关系,即可确定可调文氏管控制的输入参数。

$$\begin{cases} A_1 = \frac{9}{160} \pi s, A_2 = \frac{1}{10} \pi s \\ A_3 = \frac{9}{10} \pi s, A_4 = \frac{49}{10} \pi s \end{cases} \quad (6)$$

3.2 可调文氏管流量控制误差分析

对燃烧加热风洞,风洞流场的总温、总压直接由供入加热器的各组分流量决定,因此可调文氏管的流量控制精度直接决定变马赫数风洞的流场品质,有必要对其流量控制精度进行分析。

可调文氏管的流量控制误差主要源于以下两个因素:(1)针锥位置控制误差,针锥位置直接决定节流面积,在实际试验中针锥实际位置与设定位置存在一定误差。(2)标准文氏管本身的流量测量误差,使用标准文氏管对可调文氏管进行标定时,标准文氏管流量测量本身存在误差。本节将逐一分析上述两个误差环节,给出可调文氏管的流量控制精度。

首先是针锥的位置误差。位置控制误差将导致节流面积变化,从而引起流量控制不精确。为确定针锥的位置误差,使用高精度光栅尺对针锥位置进行测量,选用规格的光栅尺测量精度可达 $5\mu\text{m}$ 。根据2.1节中图3的测量结果,4路可调文氏管针锥位置不确定度为 $\pm 0.01\text{mm}$ 。4路可调文氏管节流面积随针锥位置的变化率分别为0.176, 0.314, 2.827, $15.394\text{mm}^2/\text{mm}$,针锥位置误差换算为流量的不确定度为0.025%。

其次分析文氏管本身的流量测量误差。文氏管是压差式流量计,根据其流量方程式(5),按间接测量值的误差传播定律推导可得

$$\frac{\delta q_m}{q_m} = \left[\left(\frac{\delta C}{C} \right)^2 + \left(\frac{\delta E}{E} \right)^2 + \left(\frac{\delta \varepsilon}{\varepsilon} \right)^2 + \left(2 \frac{\delta d}{d} \right)^2 + \frac{1}{4} \left(\frac{\delta \Delta p}{\Delta p} \right)^2 + \frac{1}{4} \left(\frac{\delta \rho}{\rho} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (7)$$

由于 $E = (1 - \beta^4)^{-1/2}$,且 $\beta = d/D$,则式(7)中 $\frac{\delta E}{E}$ 可表达为

$$\frac{\delta E}{E} = \frac{1}{E} \left(\frac{\partial E}{\partial d} \delta d + \frac{\partial E}{\partial D} \delta D \right) = \frac{2\beta^4}{1 - \beta^4} \left(\frac{\delta d}{d} - \frac{\delta D}{D} \right) \quad (8)$$

误差合成原理,并令 $E_{q_m} = \frac{\delta q_m}{q_m}$, $E_c = \frac{\delta C}{C} \dots$,将流量误差转化为测量值的表达式,即

$$E_{q_m} = \left[E_c^2 + E_\varepsilon^2 + \left(\frac{2\beta^4}{1 - \beta^4} \right)^2 E_D^2 + \left(\frac{2}{1 - \beta^4} \right)^2 E_d^2 + \frac{1}{4} E_{\Delta p}^2 + \frac{1}{4} E_\rho^2 \right]^{1/2} \quad (9)$$

式中 E_c 为流出系数的不确定度, E_ε 为可膨胀性系数的不确定度, E_D 和 E_d 是文氏管在工作温度下的管道内径及喉部直径的不确定度, $E_{\Delta p}$ 是压力测量的不确定度, E_ρ 是密度测量的不确定度。

文氏管的流出系数与雷诺数 β 以及喉部表面粗糙度 Ra 有关。由于 β 及 Ra 符合文氏管规范且保持不变, C 仅是 Re_d 的函数。

以氧气路标准文氏管为例,在流量变化时,其喉部雷诺数如表2所示。

根据文献[20]可知, Re_d 在 $5 \times 10^5 \sim 5 \times 10^6$ 内时, C 取0.995的不确定度 E_c 为1%。其余3路标准文氏管在设计流量范围内流出系数也均为0.995,不确定度为1%。

ε 与雷诺数无关,只取决于测量压差,静压和等熵指数。可膨胀性系数的不确定度通过式(10)确定。

$$E_\varepsilon = (4 + 100\beta^8) \times \frac{\Delta p}{P_1} \quad (10)$$

Table 2 Re_d of standard venturi tube in O_2 pipe

Mass flow rate/(kg/s)	Re_d
0.0384	6.844×10^5
0.0419	7.467×10^5
0.0441	7.861×10^5
0.0472	8.422×10^5
0.0503	8.972×10^5
0.0535	9.540×10^5
0.0557	9.930×10^5

因此,4路标准文氏管的流出系数 C 及可膨胀性系数 ε 的不确定度如表3所示。

Table 3 E_c , E_ε and $E_{\Delta p}$ of four standard venturi tubes

Item	H_2	O_2	Air 1	Air 2
$E_c/\%$	1.00	1.00	1.00	1.00
$E_\varepsilon/\%$	0.13	0.71	0.59	0.60
$E_{\Delta p}/\%$	0.31	0.37	0.32	0.30

E_D 和 E_d 受温度和量具影响,一般取估算值。 E_D 和 E_d 的估算值通常为0.4%和0.05%,关于两者的估算可参考文献[20]。

压力测量的不确定度 $E_{\Delta p}$ 可由式(11)计算,即

$$E_{\Delta p} = E_c \frac{\Delta p}{\Delta p_i} \% \quad (11)$$

式中是 E_c 压力传感器的准确度等级, Δp 是压力传感器测量的上限值, Δp_i 是测量点的差压值。试验中压力测量选用的GE UNIK 5000系列压力传感器准确度等级为0.2,可求出4路标准文氏管压力测量不确定度如表3所示。

流体密度通过压力和温度测量间接得到,因此 E_ρ 取决于压力和温度的不确定度,即

$$E_\rho = [(E_p^2 + E_t^2)]^{1/2} \quad (12)$$

压力测量的不确定度已在表3中给出。温度测量采用T型热电偶,其测量不确定度为0.625%,故 E_ρ 为0.69%。需要说明的是,本文温度测量采用插入式热电偶,测量值是总温;通过选取合适的管径,各路气体在管道中的速度均小于10m/s,该速度下空气的静温与总温比值约为0.9998,将总温的测量值认为是静温来计算密度导致的误差可以忽略。

将上述所有因素的不确定度代入式(9),并将文氏管流量测量的不确定度与针锥位置导致的流量不确定度综合,即得到可调文氏管流量控制的不确定度如表4所示。

可调文氏管具有相当高的精度,不确定度均小于2%,能够满足变马赫数风洞流量控制的需求。

Table 4 Uncertainty of mass flow rate control

Item	H ₂	O ₂	Air 1	Air 2
Uncertainty/%	1.08	1.29	1.23	1.24

3.3 可调文氏管在变马赫数风洞中的应用

将可调文氏管应用于变马赫数风洞的流量控制,开展了 120s 和 60s 调试试验,图 12 所示为两次试验中可调文氏管流量随时间变化曲线。

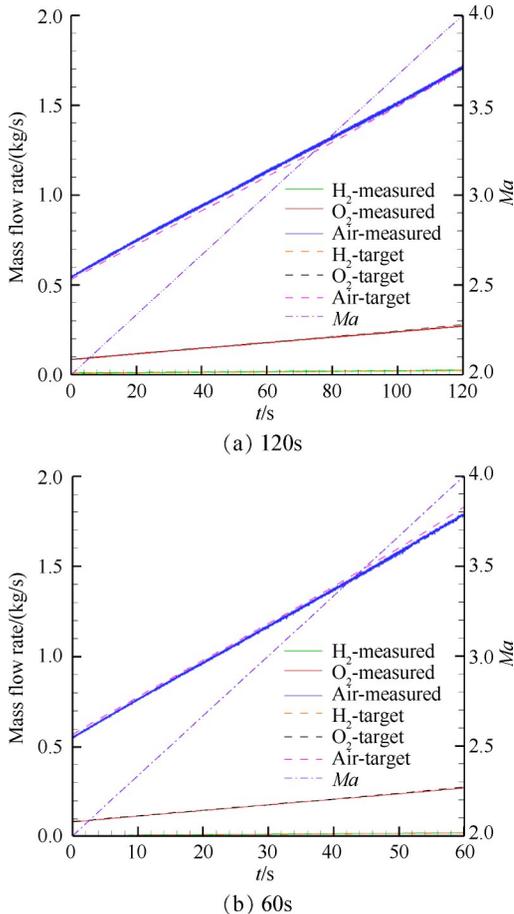


Fig. 12 Mass flow rate profiles in varying Mach number test

图 12 中实线所示为可调文氏管流量测量曲线,虚线所示为流量目标曲线,点划线所示为马赫数。在试验时间内,流量测量值和目标值高度吻合,每个时刻的测量值和目标值之间的误差均小于 2%,流量控制精度与误差分析吻合。流量调节不存在迟滞和台阶,表明可调文氏管能够实现流量连续调节,可调文氏管控制系统的响应精度满足变马赫数风洞的要求。

图 13 所示为 120s 试验中可调文氏管出口反压变化,在风洞运行过程中,可调文氏管出口反压从 3MPa 变化至 8MPa,可调文氏管始终可以输出稳定、准确的流量,表明可调文氏管在试验时间内始终工作在临

界状态,在出口反压大范围变化的情况下仍然能够实现流量连续调节。

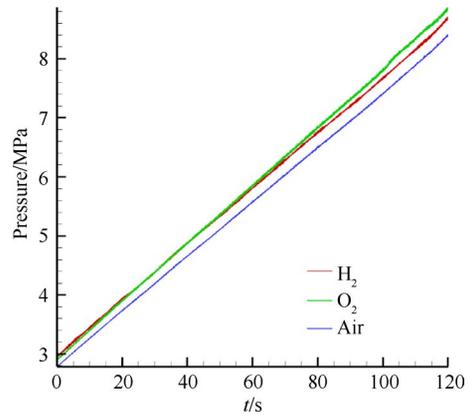


Fig. 13 Back pressure of throttleable venturi nozzle outlet in the test

变马赫数风洞在 60s 试验中喷管出口总温、总压的测量曲线如图 14 所示。在第 21s 开始变马赫数试验,可调文氏管按照设定参数调节节流面积,在 81s 时刻完成变马赫数过程。在 60s 内,总温、总压从 $Ma=2$ 时的参数连续变化至 $Ma=4$ 时的参数,表明可调文氏管完成了所需流量的连续变化,能够满足风洞的运行要求。

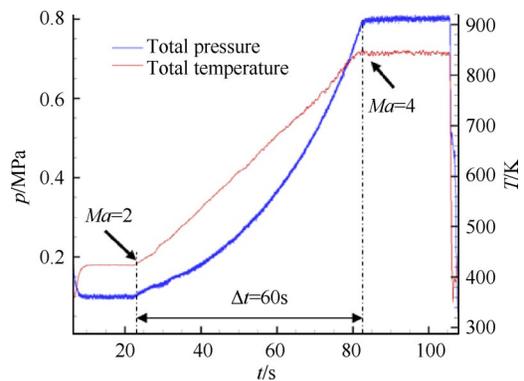


Fig. 14 Total pressure and total temperature profiles of varying-Mach-number wind tunnel

4 结 论

本文通过研究,得到如下结论:

(1) 可调文氏管能够实现流量大范围连续调节,通过优化进气方式,可避免针锥发生振动,有效提高可调文氏管的流量控制精度。

(2) 通过型面设计可使可调文氏管节流面积随针锥位置线性变化,使用光栅尺实时测量反馈针锥位置,确定了针锥位置与节流面积的函数关系。

(3) 标准文氏管对可调文氏管的标定结果显示:

可调文氏管流量系数随针锥位置变化,变化范围为0.97~0.99;压力不会对流量系数造成明显影响,流量系数可取0.98;通过分析,可调文氏管流量控制的不确定度<2%。

(4)“减压器+可调文氏管”的流量控制方式能够满足变马赫数风洞连续变化控制流量的需要、能够产生总温、总压按需求随时间连续变化的流场。

目前的针锥型面设计方法中未考虑边界层对流量控制的影响,实际上边界层会改变实际节流面积,尤其当可调文氏管的直径较小时影响更加显著。后续的工作方向是研究边界层对节流流量的影响,优化针锥型面的设计方法。

致谢:感谢国家自然科学基金的资助。

参考文献

- [1] 钟 萍. 国外高超声速飞行加速地面模拟能力研究进展[J]. 飞航导弹, 2014(6): 10-15.
- [2] Garrard D, Seely J, Abel L. Analysis of Alternatives for the APTU Varying Mach Number Test Capability [C]. *Canberra: 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2006.
- [3] 赵文胜, 郭金鑫, 侯金丽, 等. 涡轮基双燃烧室超燃组合循环发动机方案研究[J]. 推进技术, 2018, 39(10): 2297-2302. (ZHAO Wen-sheng, GUO Jin-xin, HOU Jin-li, et al. Study on Turbine-Based Dual-Combustor Scramjet Combined Cycle Engine Concept [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(10): 2297-2302.)
- [4] QI Wei-cheng, XU Jing-lei, FAN Zhi-peng, et al. Design and Experimental Calibration of the Profile Rotating Wind Tunnel with Mach Number Varying from 2.0 to 4.0 [C]. *Glasgow: 20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2015.
- [5] 乐嘉陵. 吸气式高超声速技术研究进展[J]. 推进技术, 2010, 31(6): 641-649. (LE Jia-ling. Progress in Air-Breathing Hypersonic Technology. [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(6): 641-649.)
- [6] 马立坤. 燃气流量可调固体火箭冲压发动机动态响应过程研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2011.
- [7] Maya J A, Silva F, Diez P. A New Correlation to Determine the Discharge Coefficient of a Critical Venturi Nozzle with Turbulent Boundary Layer [J]. *Flow Measurement and Instrumentation*, 2006, 17(5): 258-266.
- [8] 李春辉, 彭晓峰, 李启明, 等. 微小流量测量音速喷嘴的流动特性[J]. 热科学与技术, 2008, 7(3): 236-240.
- [9] Park K A. Effects of Inlet Shapes of Critical Venturi Nozzles on Discharge Coefficients [J]. *Flow Measurement and Instrumentation*, 1995, 6(1): 15-19.
- [10] Bignell N, Choi Y M. Thermal Effects in Small Sonic Nozzles [J]. *Flow Measurement and Instrumentation*, 2002, 13(1/2): 17-22.
- [11] Li C H, Peng X F, Wang C. Influence of Diffuser Angle on Discharge Coefficient of Sonic Nozzles for Flow-Rate Measurements [J]. *Flow Measurement and Instrumentation*, 2010, 21(4): 531-537.
- [12] 丁 猛, 吴继平, 梁剑寒, 等. 文氏管在煤油燃料超燃冲压发动机中的应用[J]. 推进技术, 2005, 26(1): 16-19. (DING Meng, WU Ji-ping, LIANG Jian-han, et al. Application of Control Technology Based on Venturi in Kerosene Fueled Scramjet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2005, 26(1): 16-19.)
- [13] 肖 虹, 房喜荣, 刘 上, 等. 液氧/异丁烷/空气加热器燃烧特性试验及稳定性研究[C]. 大连: 中国航天第三专业信息网第三十八届技术交流会暨第二届空天动力联合会议, 2017.
- [14] 马宏祥, 毛雄兵, 李向东. 一种大流量空气调节技术研究[C]. 洛阳: 第十六届全国激波与激波管学术会议, 2014.
- [15] 姬俊锋, 吴光中, 马利亚, 等. 液体推进剂发动机试验多工况流量控制方法[J]. 火箭推进, 2011, 37(2): 71-75.
- [16] 沈赤兵, 吴继平. 可调汽蚀管试验研究[J]. 推进技术, 2004, 25(5): 473-476. (SHEN Chi-bing, WU Ji-ping. Experiment Investigation on the Controllable Cavitating Venturi [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(5): 473-476.)
- [17] 成 鹏. 燃气参数连续调节技术研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2013.
- [18] 陶玉静, 田章福, 王振国. 低温流量控制系统试验研究[J]. 国防科技大学学报, 2006, 28(4): 6-10.
- [19] 成 鹏, 李清廉, 李 春. 基于包络线法的调节阀阀芯型面改进设计方法[J]. 流体机械, 2013, 41(10): 53-57.
- [20] 孙淮清, 王建中. 流量测量节流装置设计手册(第二版)[M]. 北京: 化学工业出版社, 2005.

(编辑:史亚红)