

组合临界流文丘里喷嘴空气流量测量方法 高空舱应用分析

苏金友^{1,2}, 田金虎², 唐智礼¹, 袁世辉², 李 腾², 李春辉³

(1. 南京航空航天大学

非定常空气动力学与流动控制工业和信息化部重点实验室, 南京 210016;

2. 中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院

高空模拟技术重点实验室, 四川 绵阳 621000;

3. 中国计量科学研究院, 北京 100013)

摘 要: 为满足发动机高空试验低流速进气条件下空气流量精确测量,减小进气导管气流附面层影响,弱化空气流量测量与被试发动机相关性。分析了单件/组合临界流文丘里喷嘴的工作特性,给出了组合临界流文丘里喷嘴(ACFVN)空气流量计算方法,依据给定试验发动机和高空舱尺寸设计了临界流文丘里喷嘴组合结构,得到了组合临界流文丘里喷嘴在高空舱应用的控制方法和测试布局。采用小尺寸喷嘴对组合喷嘴设计和应用方法进行了验证,结果表明:采用打开/关闭喷嘴数量和调节进气压力两种组合方式在高空舱内应用方法可行,测试布局满足测量要求,下游发动机进口截面气流紊流度优于0.3%,满足发动机高空模拟试验要求。

关 键 词: 组合临界流文丘里喷嘴(ACFVN); 空气流量; 装置设计; 高空舱; 民用动力

中图分类号: V23; C33

文献标志码: A

Analysis of method of air mass flow measurement based on array of critical flow Venturi nozzle in high-altitude simulation facility

SU Jinyou^{1,2}, TIAN Jinhu², TANG Zhili¹,

YUAN Shihui², LI Teng², LI Chunhui³

(1. Key Laboratory of Unsteady Aerodynamics and Flow Control,

Ministry of Industry and Information Technology,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Science and Technology on Altitude Simulation Laboratory,

Sichuan Gas Turbine Establishment,

Aero Engine Corporation of China, Mianyang Sichuan 621000, China;

3. National Institute of Metrology, Beijing 100013, China)

Abstract: In order to meet the accurate measurement of air flow under the low flow intake conditions of the engine high-altitude test, reduce the influence of the air flow surface layer in the intake duct, and weaken the correlation between the air flow measurement and the tested engine, the working characteristics of the single piece/combined critical flow Ven-

收稿日期:2019-03-19

基金项目:江苏高校优势学科建设工程资助项目

作者简介:苏金友(1983—),男,高级工程师,博士生,主要从事航空发动机高空模拟技术研究。

引用格式:苏金友,田金虎,唐智礼,等.组合临界流文丘里喷嘴空气流量测量方法高空舱应用分析[J].航空动力学报,2019,34(10):2149-2157. SU Jinyou, TIAN Jinhu, TANG Zhili, et al. Analysis of method of air mass flow measurement based on array of critical flow Venturi nozzle in high-altitude simulation facility[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(10): 2149-2157.

turi nozzle (CFVN) were analyzed, and the calculation method of the air flow of the array of critical flow Venturi nozzle (ACFVN) was expounded. The calculation method of combined CFVN was also given. The combination structure was designed according to the given test engine and the size of the high-altitude cabin. The control method and test layout of the combined CFVN in high-altitude cabin were obtained. The design and application methods of the combined nozzles were verified by small-sized nozzles. The results show that the method of opening and closing the nozzles and adjusting the intake pressure could be applied in the high-altitude cabin, the test layout meets the measurement requirements, and the Turbulence of engine intake flow is better than 0.3%, meeting the requirements of engine high altitude simulation test.

Key words: array of critical flow Venturi nozzle(ACFVN); air mass flow; device design; high-altitude simulation facility; civil aircraft power

高涵道比涡扇发动机进行高空模拟试验部分工况进口气流马赫数低于0.3,该条件下测量进气空气流量偏差较大,特别是发动机高空小表速试验状态。高空试验中较多工况发动机进口总静压差小于1kPa,对于0.05%的通道测量精度(15 PSI 量程标定精度),总静压差可产生32%的测量误差^[1]。然而,空气流量是评定发动机性能的重要测量参数之一。

临界流文丘里喷嘴(CFVN,文中简称喷嘴)空气流量测量方法因测量精度可达 $\pm 0.4\%$,结构简单易加工等优点,气体流量校准装置或航空动力试验设备中多采用^[2]。美国阿诺德工程发展中心的多个高空舱采用组合临界流文丘里喷嘴装置进行空气流量测量或校准,该装置安装在发动机来流方向的前舱,通过打开/关闭临界流文丘里喷嘴的数量以适应不同流量的发动机吸气量测量,其可满足宽范围空气流量的高精度要求,但其喷嘴组合设计、测试布局、控制方案和工作组合方案国内尚不清晰。

组合临界流文丘里喷嘴空气流量测量方法在高空舱内的应用技术,国外(特别是美国)属于高空舱的常规配套技术,而国内的研究情况几乎没有。1970年,美国普惠发动机公司提出高涵道比涡扇发动机试车台采用阵列式临界流文丘里喷嘴装置的建设需求并展开设计,同时开展了缩比模型研究以及全尺寸试验装置建设^[3]。同一时期,阿诺德工程发展中心采用该装置进行高空舱设计和建设。1979年,美国阿诺德空军基地完成了针对J-2试验舱的组合临界流文丘里喷嘴(ACFVN,简称组合喷嘴)空气流量测量装置校准和应用影响因素分析^[4]。虽在工程上已开始应用,但整体对临界流文丘里喷嘴的气体流量测量精确性和影响因素了解

还存在一定不足,1982年,美国弗吉尼亚大学和道格拉斯飞行器公司对临界流文丘里喷嘴工作特性应用计算仿真方法进行了分析,考虑了边界层厚度、进口气流均匀性、气流分离和转捩点位置,并认为这些因素影响较小^[5]。1994年,美国诺斯罗普公司和赖特·帕特森空军基地的赖特实验室介绍了自动临界流文丘里喷嘴空气流量测量系统,采用9个不同喉部直径的声速喷嘴并联组成,可远程开闭和调节来流压力,实现了流量测量频率0.001~5 Hz全范围内空气流量测量精度 $\pm 0.5\%$ 的要求^[6]。

至此,组合临界流文丘里喷嘴装置在宽范围高精度气体流量测量领域占据了半壁江山,各流量测量技术人员开始着力研究该装置。1999年,阿诺德工程发展中心斯维尔德鲁普科技公司分析了临界流文丘里喷嘴受气流品质、结构和安装特性的影响,并说明该方法的流量测量花费要多于唇口形式的空气流量测量方法^[7]。2000年,阿诺德工程发展中心斯维尔德鲁普科技公司对J-1高空舱的组合临界流文丘里喷嘴高空舱内的气动特性和进气加热方式进行了计算机流体仿真分析^[8]。2001年,斯维尔德鲁普科技公司分析了高空台应用临界流文丘里喷嘴和唇口形式测量直接连接式高空台空气流量的优缺点和技术改进的需求^[9-10]。至此,组合临界流文丘里喷嘴装置在宽范围高精度气体流量计量领域已经站稳了脚跟,国际上开始精细化研究临界流文丘里喷嘴的应用,2003年,德国埃森大学对临界流文丘里喷嘴测量天然气流动进行了数值仿真,并对仿真计算方法中的气体物性参数给出了真实气体应用的具体建议^[11]。2005年,国际标准化组织(ISO)正式发布的《用临界流文丘里喷嘴测定气体流量》标准中给出了组合临界流文丘里喷嘴的应用范围和应

用方法的基本要求^[12]。2007 年,阿诺德空军基地宇航测量联盟发文简要给出了阿诺德工程中心高空舱应用临界流文丘里喷嘴的总体布局和部分应用方案,但未展开叙述^[13]。

我国最早对组合临界流文丘里喷嘴相对比较成系统的研究的要数中国计量科学研究院,2007 年,中国计量科学研究院对并联组合临界流喷嘴组的测量不确定度分析进行了相关性考虑,并给出了不确定度表达式的通式^[14-15]。具可查公开资料,直到 2015 年,中国航发动力机械研究所采用组合临界流文丘里喷嘴装置建设了一套流量函数试验器,用来解决了涡轮导向器流量函数测量精度的问题^[16]。同年,北京计量检测科学研究院组合临界流文丘里喷嘴装置的相关性不确定度分析方面也开展了一下工作^[17]。美国机动车工程师学会在 2018 年初对航空宇航信息报告 AIR5771 进行了修订,报告中给出了直接连接式高空台应用组合临界流文丘里喷嘴的工作基本组成和基本

设计要求,如封堵要求和尺寸设计要求等^[18]。

为满足高涵道比涡扇发动机高空模拟试验空气流量测量精度要求(全包线范围内空气流量测量优于 1.0%),在前人研究基础上,结合我国高空模拟试验空气流量测量技术现状,开展了高空舱内组合临界流文丘里喷嘴空气流量测量技术研究,对临界流文丘里喷嘴的应用方式和应用领域进行了拓展,为某型高涵道比涡扇发动机高空模拟试验舱设计论证提供技术支撑。

1 单临界流文丘里喷嘴工作特性

本节采用计算流体力学方法得到了单临界流文丘里喷嘴工作特性。发动机高空模拟试验中,临界流文丘里喷嘴一般置于进气稳压室内,对喷嘴压力恢复要求应尽量大,还应考虑发动机吸气的均匀性,图 1 给出了单个喷嘴工作的气流流动情况(图中 p_0 为发动机进气压力),在一定压力恢复作用下,下游需给出足够的气流发展距离。

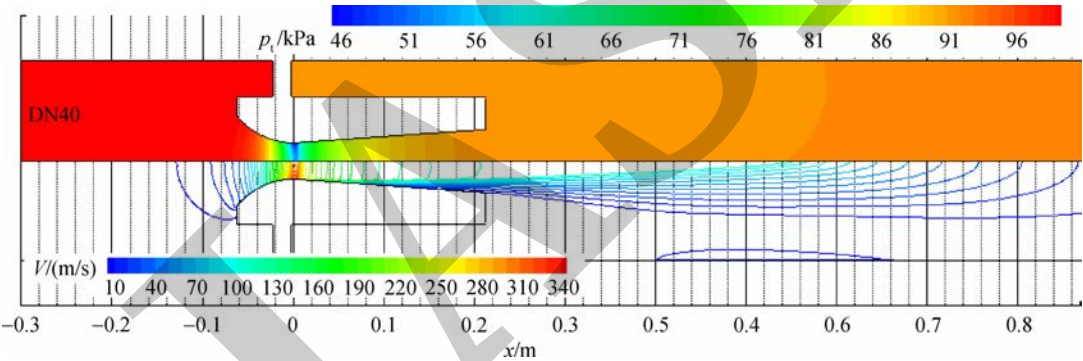


图 1 单喷嘴工作气流流动情况

Fig. 1 Aerodynamic characteristics of single piece CFVN

图 2 给出了单个喷嘴的压力恢复系数随喷嘴喉部雷诺数特性,喉部雷诺数 Re_{nt} 为 5.2×10^5 时,压力恢复系数 σ 为 0.925,随喉部雷诺数的降低,该系数呈递减趋势。喷嘴在喉部雷诺数小至 5.2×10^4 时,最大压力恢复系数亦可达 0.850。气流流经喷嘴后,在喉部速度达到最大,经扩散段流速急剧下降,在扩散段出口射流核心区流速基本保持不变,在不同来流压力 p_0 下的喷嘴轴线上流速 V 分布如图 3 所示。

国外采用文丘里喷嘴空气流量测量方法是将一支或多支并联临界流文丘里喷嘴置于发动机进气稳压室内。喷嘴下游属高速射流流动区域,为给发动机进气提供均匀气流,需在喷嘴出口截面距离发动机进口留有一定距离对气流进行稳压整流。

图 4 给出了某喷嘴工作点下游三个截面的径

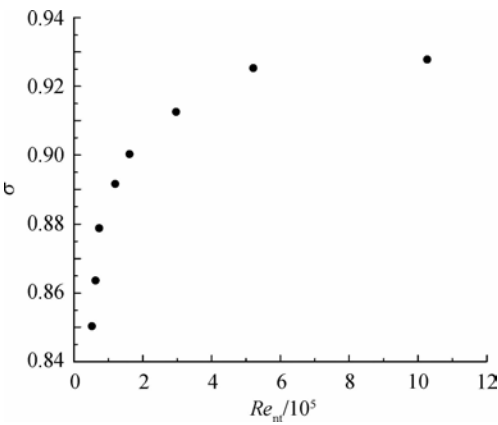


图 2 喷嘴压力恢复系数

Fig. 2 Pressure recovery coefficient of a CFVN

向 Y 的速度分布,以喷嘴扩张段出口截面为起点,在下游 20 倍喉部内径截面气流平均速度与喷嘴进

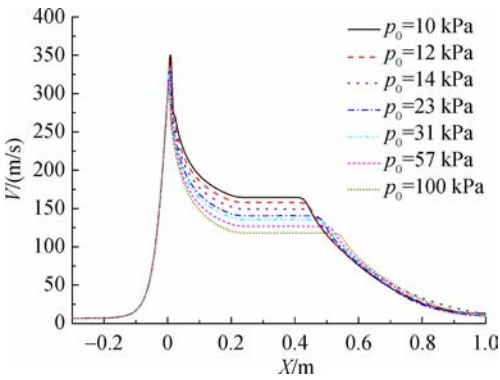


图 3 轴心线速度分布

Fig. 3 Velocity distribution on the axis

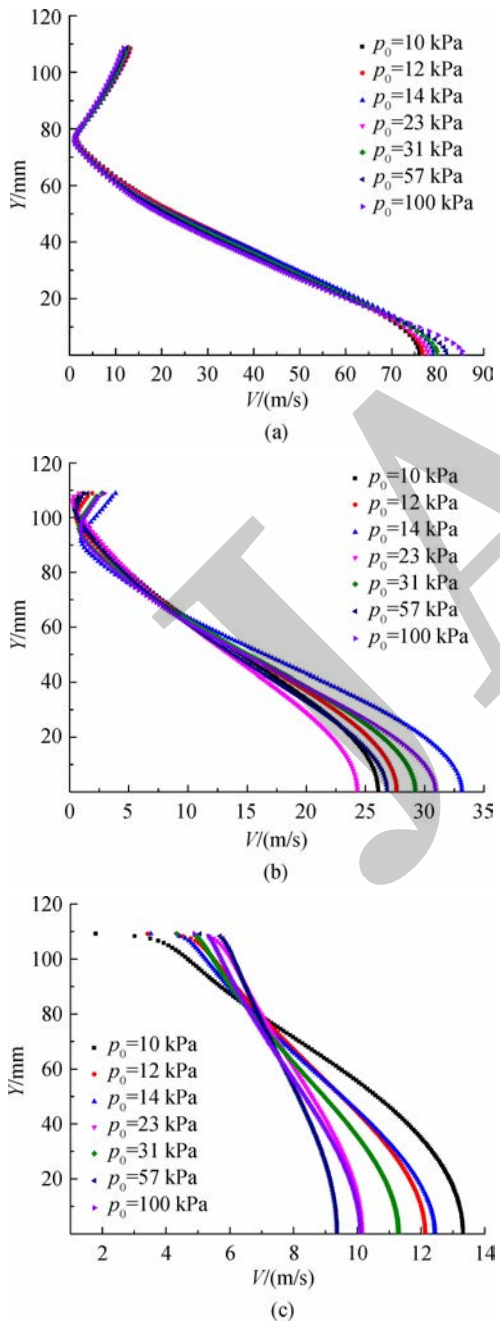


图 4 DN40 喷嘴下游截面径向速度分布

Fig. 4 Radial velocity distribution of DN40 nozzle downstream

口流速基本一致,总压不均匀度均优于 0.1%。

2 组合喷嘴工作特性

2.1 组合喷嘴结构

组合喷嘴采用并联式组合,并联式喷嘴装置的喷嘴结构设计采用较多的是面积比法,即多个临界流文丘里喷嘴喉部面积呈等比关系,面积比一般取 2 或 1。面积比为 2 设计多应用于喷嘴喉部气流雷诺数变化范围相对较小的试验装置上^[2],该方法随喷嘴组合的不同,流量变化梯度大,特别是大口径喷嘴的投入与退出,对喷嘴等流量上游压力的调节范围要求较高,不适宜航空发动机试验设备上采用。典型应用有赖特·帕特森空军基地的三声速气动激光器设备上次流流量测量装置和美国流体系统公司的小流量试验装置。面积比为 1 的设计多应用于喉部雷诺数变化范围宽、分辨率要求高的设备上,随喷嘴组合的变化,逐个喷嘴开闭是等流量调节,试验中对等流量上游压力调节范围要求不高。典型应用如美国阿诺德工程发展中心高空模拟试验设备、福特公司的空气流量测量装置和一些测试技术企业的气体流量仪器标定设备。综上所述,高空舱临界流文丘里喷嘴组合设计采用喉部面积比 1 法(即等喉径)较为适宜。

2.2 组合喷嘴流动分析

无论是喉部面积比为 1 还是 2 的设计方法,均是将喷嘴并联安置在法兰上,依据 ISO 9300:2005 规定,对喇叭形喉部喷嘴临界流文丘里喷嘴入口垂直于轴心线直径 4 倍喉部直径(d)空间应无管壁。在此基础上,两支喷嘴并联组合方式存在图 5 所示的三种组合方式,其中 A 为气流流通喷嘴在管道内集中在中心区域、B 为气流流通喷嘴在管道内集中在偏心区域、C 为气流流通喷嘴在管道内集中在周边区域。

为获得组合喷嘴工作相互影响流动特性,构建了图 5 三种组合方式计算流体力学模型。采用

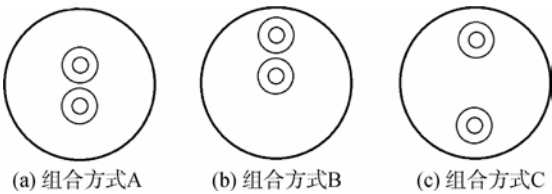


图 5 喷嘴组合方式

Fig. 5 Combination mode of Venturi nozzle

计算流体力学方法得到了组合方式的气体流动特性。计算工况背压比为 0.778,得到喷嘴出口下游 30 倍喉部直径截面气流总压分布如图 6,组合方式 C 的喷嘴射流影响显然相对较小,组合方式 A 和 B 两个喷嘴射流相互影响作用下气流较为集中。图 7 中给出了气流经三种喷嘴组合方式后的流线,清晰看到喷嘴间距与射流距离相关。间距小,射流相互作用射流距离大;间距大,射流相互作用射流距离影响小,另外,投入喷嘴偏心要优于投入喷嘴居中的组合方式。

并联组合喷嘴工作中,应主要考虑间距大的匹配模式,减小喷嘴下游射流的相互影响,避免气流集中。

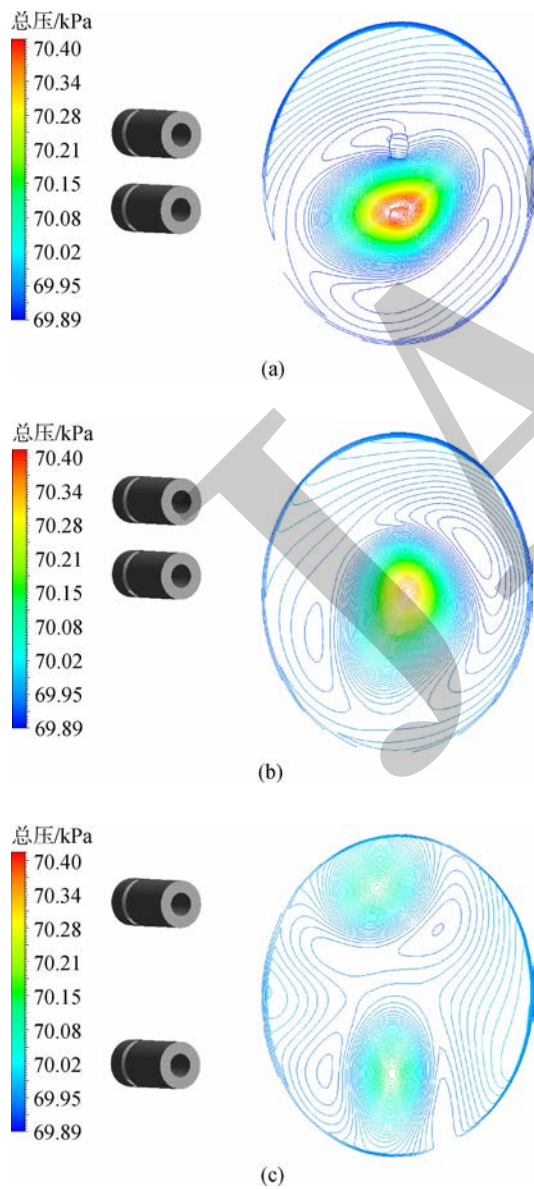


图 6 下游 30d 截面总压

Fig. 6 Total pressure of 30d downstream cross section

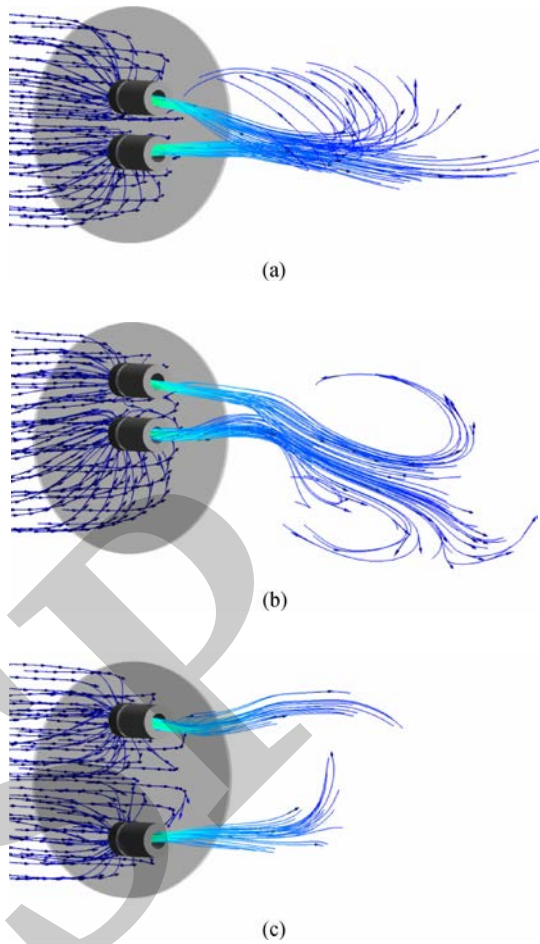


图 7 经喷嘴后射流流动
Fig. 7 Flow line through the nozzle

2.3 组合喷嘴空气流量计算

单临界流文丘里喷嘴计算空气流量计算公式依据 ISO 9300:2005 进行。组合临界流文丘里喷嘴使用时,空气流量为组合喷嘴中打开喷嘴气流流经的空气流量之和,即

$$q_m = \sum_i \frac{A_{nt,i} C^* C_{d,i} p}{\sqrt{\frac{R}{M} T}}$$

(1)

式中 q_m 为空气流量, i 为第 i 个喷嘴, A_{nt} 为喷嘴喉部面积, C^* 为气体临界流函数, C_d 为喷嘴流出系数, p 为喷嘴前滞止压力, T 为喷嘴前滞止温度, R 为通用气体常数, M 为气体摩尔质量。

3 组合喷嘴设计

3.1 组合喷嘴设计

为得到高空舱组合喷嘴设计方案,需给定高空舱稳压室横截面尺寸(即临界流文丘里喷嘴放置容腔)和被试发动机高度速度特性(即临界流文丘里喷嘴常工作喉部雷诺数区间)。依据发动机

进气压力 p_1 、进气温度 T_1 和试验点空气流量 q_m ，假定仅设计单支临界流文丘里喷嘴，对喷嘴喉部面积 A_{eq} (等效面积) 进行估算

$$A_{eq} = \frac{q_m \sqrt{T}}{C_d C^* p \sqrt{\frac{M}{R}}} \quad (2)$$

式中 $C_d \approx 0.98$, $p \approx p_1/0.85$, $T = T_1$ 。得到 A_{eq} 后即可依据试验舱横截面结构进行喷嘴数量 n 设计

$$n = A_{eq}/A_{nt} \quad (3)$$

n 值设计原则: ① 单个临界流文丘里喷嘴满足设计发动机最小工作状态空气流量测量; ② 工程实施条件允许下, 数量尽可能多。

依据 ISO 9300:2005, 为保证喷嘴进口气流无干扰, 喷嘴与喷嘴之间应不小于 $4d$ 间距, 一般采用梅花式布局, 如图 8, 相邻喷嘴沿不小于 $4d$ 直径圆周放置, 距壁面最近喷嘴周向不小于 $4d$ 圆周区间应无管壁。

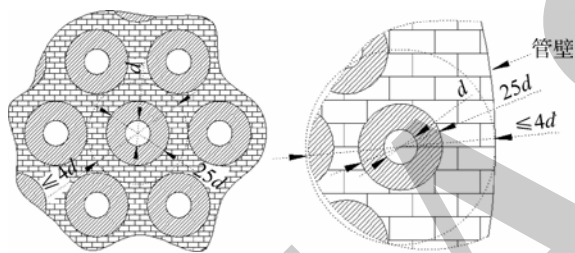


图 8 组合喷嘴入口端组合布局

Fig. 8 Inlet layout of ACFVN

3.2 测试布局设计

依据临界流文丘里喷嘴空气流量计算方法和喷嘴工作状态监视, 需在喷嘴上游测量来流总温、总压, 在下游测量喷嘴出口静压 p_2 。

参照 ISO 9300:2005 规定和以上分析结果, 上游压力测点在喷嘴入口截面上游 10 倍喷嘴喉部直径位置, 温度测点应在喷嘴入口截面上游不小于 12 倍喷嘴喉部直径位置, 同样进气整流栅格安装截面应在喷嘴入口截面上游不小于 12 倍喷嘴喉部直径位置; 下游静压测量用于监视喷嘴喉部气流是进入临界状态, 测点位置设置在距喷嘴扩散段出口平面下游不大于 0.5 倍稳压室直径内。

3.3 组合喷嘴控制

从式(2)可知, 流过组合喷嘴气体流量与来流总温、总压和组合喷嘴流通面积相关, 在给定组合喷嘴流通面积条件下, 采用提高/降低进气压力的方法可以改变测量空气流量或; 在给定进气压力

条件下, 采用增加/减小组喷嘴流量面积方法亦可改变测量空气流量。

进气压力通过高空试验设备进气调节系统实施, 组合喷嘴流通面积通过打开/关闭单个或多个喷嘴实现。其中进气调节系统依赖于供气的气源能力, 组合喷嘴流通面积则依赖于高效、可靠的喷嘴开闭控制系统。

喷嘴的开闭条件依赖喷嘴背压比, 打开单件喷嘴条件

$$p_2/p_1 < r_1 \quad (4)$$

关闭单件喷嘴条件

$$p_2/p_1 > r_2 \quad (5)$$

式中 r_1 为依据发动机高度速度特性确定背压比, r_2 为喷嘴设计最大允许背压比。

3.4 带临界流文丘里喷嘴进气控制

高空模拟试验主要分稳态发动机试验和过渡态发动机试验。带临界流文丘里喷嘴进气试验流程控制方案如下:

1) 稳态控制。调节临界流文丘里喷嘴打开数量和进口压力(背压比小于临界背压比), 发动机处于稳定工作状态, 对流经喷嘴的空气流量测量。

2) 过渡态控制。过渡态分慢推慢拉油门杆过程和快推快拉油门杆过程。过渡态不进行临界流文丘里喷嘴流量测量, 全部喷嘴处于全开状态, 采用对发动机已标定进气流量管监测过渡态空气流量。

4 应用设计

基于某高涵道比涡扇发动机高空模拟试验需求和论证高空舱结构, 进行临界流文丘里喷嘴的结构设计, 得到最优的喷嘴喉部直径和喷嘴数量。

4.1 喉部直径设计

首先需依据特定对象发动机高度速度特性确认等效临界流文丘里喷嘴喉部面积, 即等效喉部直径。依据某高涵道比涡扇发动机高度速度特性慢车状态, 得到单支最大临界流文丘里喷嘴喉部直径应不大于 0.66 m, 以满足该发动机最小工作状态空气流量测量。考虑工程应用和喷嘴前压力调节余量和气源供气能力, 尽量设计较小喉部直径。给定设计喷嘴喉部直径为 0.4、0.3、0.2 m 和 0.1 m 共 4 种方案。

针对被试某高涵道比涡扇发动机, 满足所给工作特性试验要求, 以上 4 种组合临界流文丘里

喷嘴设计喉部直径和数量如表 1 所示。其中喉部直径为 0.1 m 喷嘴分辨率最高,需 540 件喷嘴。若对每件喷嘴进行开关控制,工程应用上过于复杂化,该方案舍去。

表 1 喷嘴喉部直径及数量

Table 1 Throat diameter and quantity of nozzle

喷嘴喉部直径/m	所需喷嘴数量/件
0.4	12
0.3	60
0.2	135
0.1	540

依据上文设计要求和试验舱结构尺寸,3 种临界流文丘里喷嘴在试验舱稳压室内布局设计见图 9 所示。喉部直径 0.4 m 可布局 37 件,需求 12 件,单件喷嘴开闭调节,流量跨度较大,对供气气源能力要求过高,该方案舍去。喷嘴数量越多,流量分辨率越高,同时过渡态喷嘴调节对进气压力的调节要求较低;喷嘴数量越少,工程上越易实现。 $d=0.3\text{ m}$ 组合设计共 61 件,满足发动机试验 60 件要求,且流量测量分辨率满足发动机节流特性试验要求;喉部直径为 0.2 m 组合设计共 151 件,同样满足发动机试验 135 件要求,分辨率高,但其喷嘴数量相对较大,存在工程实施复杂问题。鉴于此,针对该高涵道比涡扇发动机的高空舱临界流文丘里喷嘴组合设计方案优选喉部直径 0.3 m 结构。

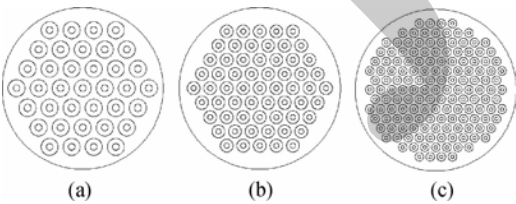


图 9 组合喷嘴设计方案
Fig. 9 Design scheme of ACFVN

4.2 测试布局

据上文分析,高空舱稳压室测量喷嘴前气流总压和总温,周向均布不少于 3 点。喷嘴扩散段出口平面下游不大于 0.5 倍稳压室直径截面测量下游静压。上游整流栅格安装截面位置应距离喷嘴进口平面不小于 14 倍喷嘴喉部直径,下游整流栅格安装截面位置应距离喷嘴出口平面不小于 30 倍喷嘴喉部直径,见图 10。

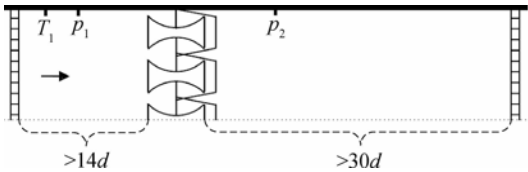


图 10 测试布局
Fig. 10 Test layout

4.3 安装方式

喉部直径为 0.3 m 并联 61 件组合喷嘴设计方案在试验舱前室进行布局,喷嘴流量测量段采用可拆卸式安装在两道法兰上,如图 11 所示。

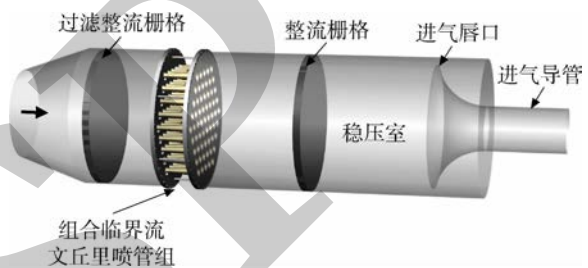


图 11 组合临界流文丘里喷嘴组在稳压室内示意
Fig. 11 Layout of ACFVN in stable chamber

4.4 控制方案及流量测量

在满足发动机吸气需求条件下,高空模拟试验中采用临界流文丘里喷嘴背压比实施喷嘴的打开/关闭控制,结合发动机试验状态,调节喷嘴进口压力,满足发动机高空试验要求,实现空气流量精确测量。

每件临界流文丘里喷嘴流出系数和喉部面积均需进行单独标定,喷嘴喉部雷诺数标定区间应涵盖试验中喷嘴喉部雷诺数。针对每件喷嘴采用对应的流出系数和喉部面积进行空气流量计算,喷嘴进口总压和总温共用。

5 试 验

为验证以上组合临界流文丘里喷嘴在高空舱内应用方法,并节约某高空舱建设经费,项目组采用缩尺模型方法进行技术验证,依据中国计量科学研究院当下计量能力,设计了 4 件喉部直径为 40 mm 的临界流文丘里喷嘴,在中国航发涡轮院 SB121-1# 高空舱进行了试验验证,并联安装与试验布局如图 12 所示,并在下游加装了双扭线流量管,用于与常规空气流量测量方法进行比对,喷嘴打开/关闭采用堵盖式手动切换。

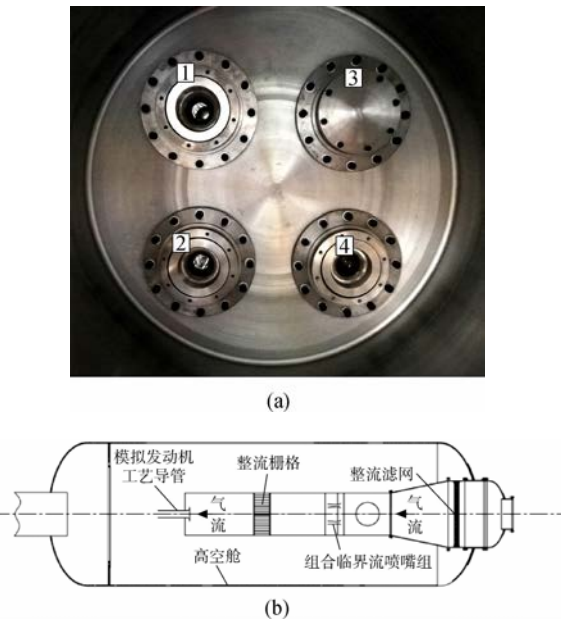


图 12 试验布局
Fig. 12 Test layout

5.1 测试方案

距离喷嘴上游大于 0.5 倍管径处设置压力测量截面,测点壁面周向均布,喷嘴来流温度采用 PT100 铂电阻在进气塔内测取。喷嘴下游 0.2 m 截面位置设测量截面,测点壁面周向均布,用于监视喷嘴工作压比。喷嘴下游 30 倍喉部直径截面处设有整流装置,整流装置前后分别设壁面压力测量截面,用于监视整流装置工作状态。整流装置下游约 1.5 倍管径位置安装双扭线流量管,流量管上设有静压测量截面和总温总压测量截面,用于亚声速流条件下的空气流量计算。

5.2 试验结果

对设计临界流文丘里喷嘴空气流量为 1 600 kg/h($Re_{nt}=3.824\times10^5$)的喷嘴压力恢复系数进行试验,得到喷嘴最大压力恢复系数为 0.89,如图 13 所示,图中给出了喷嘴给定进口气流条件下,按式(1)直接计算得到的喷嘴空气流量随喷嘴压力恢复系数升高的变化情况。

调整喷嘴组合方式和调节进排气压力,模拟了发动机节流特性性能录取过程,每个空气流量点采用两种喷嘴组合方式进行空气流量测量,见表 2。表中 Ma 为流量管内气流马赫数, π 为喷嘴工作压比, ϵ 为流量管内气流紊流度。试验中确保流量管进口压力不变来模拟试验点(试验中设定 35 kPa),采用调节试验舱环境压力模拟发动机节流特性变化。试验模拟过程中流量管内流量测量截面紊流度最大值为 0.25%,均满足高空试验

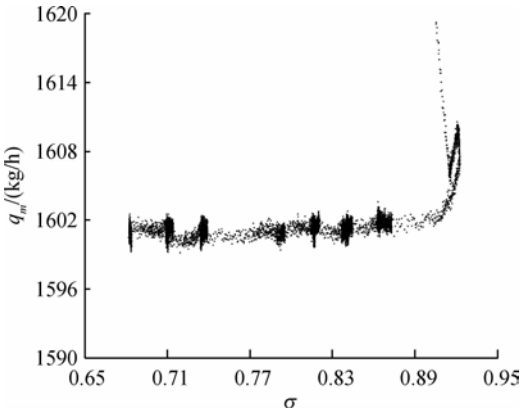


图 13 喷嘴压力恢复系数
Fig. 13 Pressure recovery coefficient of a CVFN

表 2 组合喷嘴工作模式试验结果
Table 2 Test results of working of ACFVN

序号	$q_m/(kg/h)$	π	Ma	$\epsilon/\%$	打开喷嘴 编号
1	930	0.39	0.096	0.18	1
2	927	0.78	0.096	0.05	1、3
3	1911	0.38	0.228	0.22	1、3
4	1912	0.57	0.227	0.14	1、3、4
5	2816	0.39	0.356	0.24	1、3、4
6	2814	0.52	0.356	0.16	1、2、3、4
7	3611	0.40	0.493	0.25	1、2、3、4

不大于 1.0% 的要求。

通过调节进口压力和调整喷嘴打开数目来实现试验过程中流量测量。相同流量条件下,要得到较高的喷嘴临界压比,应打开较多的喷嘴数目,如图 14 所示。模拟发动机节流特性试验中,随着

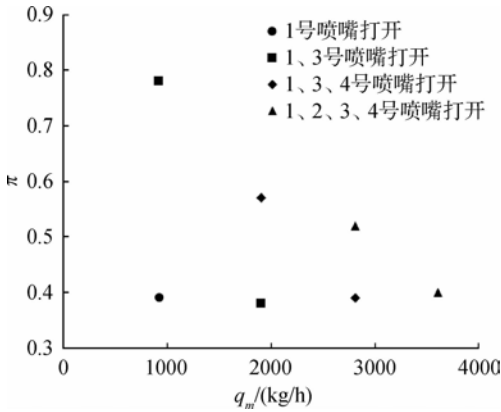


图 14 喷嘴组合与压比关系
Fig. 14 Relationship between combination and pressure ratio of CFVN

空气流量增加,增加打开喷嘴数量和调节喷嘴前压力可实现空气流量测量;相同空气流量试验下,同样可调整打开喷嘴数量和喷嘴前压力组合进行空气流量测量,但实际工作中喷嘴应工作在相对较高的临界压比状态。

6 结 论

为获得组合临界流文丘里喷嘴在高空舱内应用的测试布局和应用方法,文中分析了喷嘴工作特性和并联组合方式气动特性,对高空舱应用组合临界流文丘里喷嘴空气流量测量系统进行了方案设计,针对测试布局和应用方法采用缩尺模型在高空舱内进行了试验验证,结论如下:

- 1) 实现并联式临界流文丘里喷嘴在高空舱内应用,主要采用调节喷嘴打开数量和喷嘴进口压力方式实现了发动机高度速度特性试验的空气流量测量。
- 2) 并联式临界流文丘里喷嘴测量段在高空舱布局,测量段下游应设整流栅格,位置应距测量段不小于 30 倍喷嘴喉部直径。
- 3) 临界流文丘里喷嘴高空舱应用研究试验结果表明发动机进口截面气流紊流度满足发动机试验要求。
- 4) 高空舱可应用组合临界流文丘里喷嘴测量空气流量,其中,测试布局、控制方案及安装方式可参考本文进行设计。

参考文献:

[1] 杜鹤龄.航空发动机高空模拟[M].北京:国防工业出版社,2002.

[2] North Atlantic Treaty Organization. Sonic nozzles for mass flow measurement and reference nozzle for thrust verification[R]. AGARD-AR-321,1997.

[3] VARNER C R. A multiple critical flow venturi airflow metering system for gas turbine engines[J]. Journal of Basic Engineering,1970,92:792-795.

[4] RUNYAN R B. Multiple venturi airflow measurement system certification for propulsion development test cell J-2 [R]. AEDC-TMR-79-E62,1979.

[5] BROWN E F, HAMILTON G L, KWOK D W. Prediction of critical flow venturi performance[R]. AIAA 82-0573,1982.

[6] LKAWA H, BOCCADORO C H, CHANG E C. Automated sonic-venturi air flow metering system for air force

trisonic gas dynamic facility[R]. AIAA 94-2575,1994.

[7] BEALE D K. Experimental measurement of venturi discharge coefficient including sensitivity to geometric and flow quality variables[R]. AIAA 99-0304,1999.

[8] MCCLURE M D. AEDC test facility CFD modeling[R]. AIAA-2000-0745,2000.

[9] BEALE D K. Improving information productivity and quality in turbine engine ground testing [R]. AIAA-2001-0163,2001.

[10] BEALE D K, HAND T L, SEBOURN C L. Development of a bellmouth airflow measurement technique for turbine engine ground test facilities[R]. AIAA-2001-3676,2001.

[11] VON LAVANTE E, ZEITZ D. Numerical simulation of flow in critical venturi nozzles considering real gas effects [R]. AIAA-2003-1143,2003.

[12] European Committee for Standardization. Measurement of gas flow by means of critical flow Venturi nozzles; ISO 9300:2005[S]. Brussels, Belgium; European Committee for Standardization,2005:7-14.

[13] LISTER J A, BONSON W L, MCAMIS R. Inlet duct static pressure assessment method contribution to direct-connect thrust measurement uncertainty[R]. AIAA-2007-5335,2007.

[14] 李春辉,王池,崔骊水.相关性对音速喷嘴法气体流量标准装置不确定度的影响[J].中国计量,2007(6):77-78.

LI Chunhui, WANG Chi, CUI Lishui. The influence of correlation on uncertainty of gas flow standard device of sonic nozzle method[J]. China Metrology, 2007(6):77-78. (in Chinese)

[15] 李春辉,王池,王东伟.音速喷嘴法气体流量标准装置的不确定度分析[J].计量技术,2007(3):66-68.

LI Chunhui, WANG Chi, WANG Dongwei. Uncertainty analysis of gas flow standard device with sonic nozzle method[J]. Measurement Technology, 2007(3):66-68. (in Chinese)

[16] 李普良,刘宏博,黄希望,等.某流量函数试验器临界文氏管流量测量与误差分析[J].测控技术,2015,34(增刊):636-638.

LI Puliang, LIU Hongbo, HUANG Xiwang, et al. A flow measurement and error analysis of critical venturi of flow function tester[J]. Measurement and Control Technology, 2015,34(Suppl.):636-638. (in Chinese)

[17] 李鹏,暴冰,李春辉.浅析音速喷嘴装置中喷嘴间的相互影响[J].计测技术,2015,32(5):52-56.

LI Peng, BAO Bing, LI Chunhui. Interaction between sonic nozzles in device[J]. Metrology and Measurement Technology, 2015,32(5):52-56. (in Chinese)

[18] Society of Automotive Engineers. The measurement of engine thrust in an altitude facility[R]. SAE-AIR-5771,2018.