

塞式矢量喷管热态内流特性试验

盛超,滕状,李庆林,张宝华,王慧
(中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

摘要:为了获取塞式矢量喷管的几何偏转角(0° 、 10° 、 15°)和落压比(2~6)对喷管的总压恢复系数、推力系数和气动矢量角的影响规律,开展了塞式矢量喷管热态内流特性试验研究。试验结果表明:在非偏转及偏转状态下,塞式喷管的总压恢复系数均高于 0.99,表明喷管具有良好的内流特性;塞式喷管在低的可用压比情况下仍具有较高的推力系数,验证了塞式喷管在较低的可用压比情况下仍具有较高的推力系数;在几何偏转角固定时,气动偏航角基本稳定;在几何偏转角为 15° 时,气动矢量角最大可达 15.5° ,即喷管气动偏转角度与几何偏转角度相匹配,二者呈正比关系。

关键词: 内流特性;塞式矢量喷管;测力台架;超声速探针;航空发动机

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.06.006

Experiment on Hot Internal Flow Characteristics of Plug Vectoring Nozzle

SHENG Chao, TENG Zhuang, LI Qing-lin, ZHANG Bao-hua, WANG Hui

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to obtain the effects of different geometric deflection angles (0° , 10° , 15°) and nozzle pressure ratios (2~6) on the total pressure recovery coefficient, thrust coefficient and aerodynamic vector angle of the plug vectoring nozzle, the experimental study of the hot internal flow characteristics of the plug vectoring nozzle were carried out. The experimental results show that the total pressure recovery coefficient of the plug nozzle is higher than 0.99 under the condition of non deflection and deflection, which indicates that the nozzle has good internal flow characteristics. The plug nozzle still has high thrust coefficient at low available pressure ratio, which verifies that the plug nozzle still has high thrust coefficient at low available pressure ratio. When the geometric deflection angle is fixed, the aerodynamic yaw angle is basically stable. The maximum aerodynamic vector angle can reach 15.5° when the geometric deflection angle is 15° , that is to say, the aerodynamic deflection angle of nozzle matches the geometric deflection angle, and the both are proportional to each other.

Key words: internal performance; axisymmetric vectoring exhaust nozzle; force balance; supersonic probe; aeroengine

0 引言

飞机推力矢量技术是通过改变发动机排气方向为飞机提供更强的转向力矩的技术^[1],塞式矢量喷管是矢量喷管的 1 种典型形式^[2],具有简单、轻质、低风险的特点,对飞机、发动机的改装要求小,是实施推力矢量技术的优选喷管方案。内流特性研究是塞式矢量喷管研究的重要内容,自 20 世纪 90 年代以来,塞式喷管技术在国内外受到了广泛关注和研究^[3-5]。

其中利用计算流体力学(CFD)技术对塞式矢量

喷管进行了大量的数值分析,如国外 Ruf 等建立 3 维 Navier-Stokes 方程求解塞式喷管流体的程序,研究了外流干扰机理,对于正确认识外流干扰对塞式喷管性能影响很有帮助;Tokua 等采用欧拉方程对塞式喷管进行了数值模拟,假定流体为无黏可压缩情况下,通过 2 维无黏的计算对线性塞式喷管周围的流场在 3 个不同压比情况下进行研究,并分析了塞锥上激波产生的损失^[6];在国内,赵春生^[7-9]等采用自主研发的程序对塞式喷管在非加力和加力 2 种特定工况下的内流

收稿日期:2019-07-05 基金项目:航空动力基础科研项目资助

作者简介:盛超(1986),男,硕士,工程师,从事航空发动机喷管试验研究工作;290181207@qq.com。

引用格式:盛超,李庆林,张宝华,等.塞式矢量喷管内流特性试验[J].航空发动机,2020,46(6):29-33.SHENG Chao, LI Qinglin, ZHANG Baohua, et al. Experiment on hot internal flow characteristics of plug vectoring nozzle[J]. Aeroengine, 2020, 46(6): 29-33.

特性进行了数值分析,证明塞式喷管在设计工况下具有良好的内流特性,并且几何矢量角、喷管落压比对内流特性具有影响;罗静^[10-11]等利用不同的湍流模型计算了塞式矢量喷管的内流特性。

经过理论研究和大量数值分析,塞式喷管型面设计和优化方法逐渐成熟,但对塞式矢量喷管内流特性的试验研究^[12]开展得很少。本文对原有的喷管试验台进行了部分适应性改造,设计了台架篦齿密封结构^[13-15],开展了塞式矢量喷管热态试验研究,获得了塞式喷管总压恢复系数、推力系数、气动矢量角等气动性能参数。

1 试验设备和模型

1.1 试验设备

试验在喷管试验器上进行,最大供气流量为 60 kg/s,最高供气温度为 1200 K,可测量喷管的轴向推力、俯仰力。最大落压比为 10,根据试验件情况确定。

试验状态包含矢量/非矢量 2 种。在试验件平直排气时,采用平直排气段;在试验件偏转排气时,平直排气段不满足试验要求,为使喷管在矢量状态下顺利排气,设计了矢量偏转的排气段,偏转角度可调,实现在有限空间将高温、高速、偏转气流快速收集并顺利排出试验厂房,如图 1 所示。

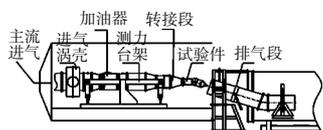


图 1 试验件安装

对喷管试验件进行推力测量时,测力段管道及试验件安装在测力台架的动架上,整体作为 1 个受力体,通过挠性组件与测力台架的定架连接,为了排除供气管道对受力体的干扰,试验器采用径向进气的非接触篦齿密封连接方式(如图 2 所示),供气管与受力体间保留一定间隙,气体由于泄漏产生的气动力前后抵消,无附加的干扰力,理论上对测力的干扰为零。

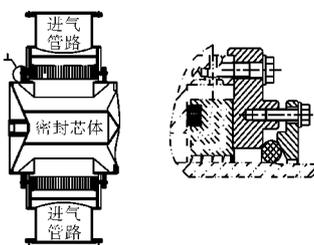


图 2 篦齿结构

1.2 试验模型

塞式矢量喷管热态吹风试验件采用缩比模型,根据相似准则,试验件按 1:4 缩比,喷管长 0.61 m,喷管喉部面积约为 0.018 m²。试验件非矢量状态如图 3 所示,矢量状态如图 4 所示。

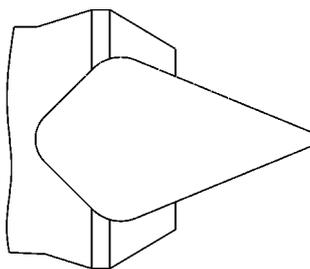


图 3 试验件非矢量状态

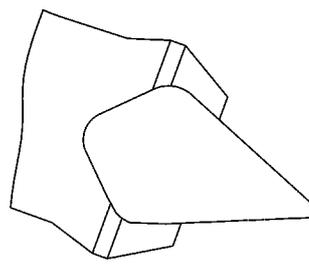


图 4 试验件矢量状态

2 试验工况及测试方案

2.1 试验工况

采用该试验件进行地面中间状态下的常规非矢量状态和不同偏转角下矢量偏转状态的内流热态吹风试验。试验中给定喷管落压比和入口气流总温,喷管外部环境为试验舱环境,具体状态见表 1。

矢量偏转角 / (°)	落压比	进口温度 / K
0/8/15	2~6	780

2.2 测试方案

试验件进气空气流量采用 DN600 mm 标准孔板测量,测量范围为 5~50 kg/s,测量精度为 $\pm 1.5\%$;试验件压力参数采用压力扫描阀测量,精度为 $\pm 0.5\%$;温度采用 K 型热电偶测量、VXI 进行采集,测量精度为 $\pm 1\%$ 。

试验采用 3 分力测力台架,分力布置如图 5 所示。图中, F_x 和 F_z 为发动机主推力和侧向力, F_1 和 F_2 为测得的发动机推力分力, F_3 、 F_4 和 F_5 为测得的发动机侧向力分力, f_x 为标定主推力作用点,即在前端密封芯体处拉钢筒前端, f_3 和 f_{4+5} 为标定侧向力作用点。

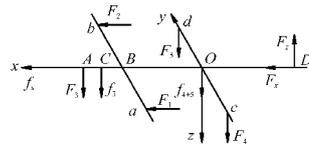


图 5 分力布置

塞式矢量喷管试验件的入口气流参数通过位于稳压平直段上 2 个相互垂直的测压耙测量,测压耙通过安装座与稳压平直段连接,测点按等环面布置,总计 5 处总压、4 处静压、1 处总温。

塞式矢量喷管试验件出口气流参数通过固定于喷管壁面上的 3 个周向均布测压耙测量,总计 2 处总压、2 处静压、2 处总温,测点位于喷管外壁出口处,如图 6 所示。

本次试验喷管出口气流速度为超声速,因此,需要采用超声速总压静压探针来测量喷管出口气流的

总静压。将探针置于超声速气流中,会在探针头部产生附体激波,探针测量值实际为激波后的数据,而试验需要的是激波前的数据,二者有很大差别。在超声速气流中,探针的测量值不是真实值。需要联合校准数据来求解探针测量真实值。

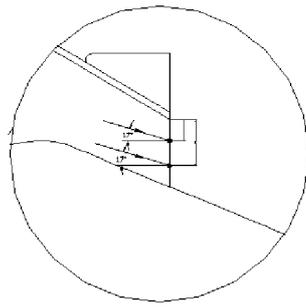


图 6 出口测点位置

在实际试验中总静压探针测量如图 7 所示,风洞校准如图 8 所示。已知量有:

- (1)校准数据:风洞总压 P_0 、静压 P_s ,风洞气流马赫数 Ma ,探针在风洞中的实测总压 P_{tw} 、实测静压 P_{sw} ;
- (2)试验数据:探针在试验中的实测总压 P'_t 、实测静压 P'_s ;
- (3)假设在试验过程中探针所处气流流场与风洞中探针所处气流流场均为匀直流流场,温度相同。

待求解量为:试验中探针处的真实总压 P_t 、真实静压 P_s 。

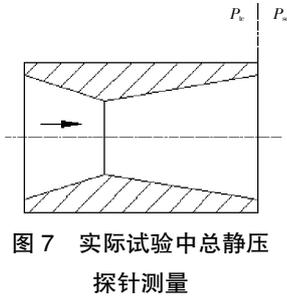


图 7 实际试验中总静压探针测量

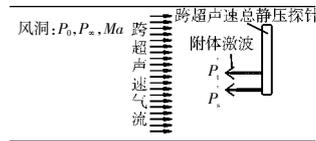


图 8 风洞校准

由校准数据得到以下 2 种关系: $Ma-\sigma_t$ 关系和 $Ma-\sigma_s$ 关系。

利用这 2 种关系进行求解。采用迭代方式求解,假设试验中探针处的真实总压 P_t 已知,那么总压恢复系数 $\sigma_t = \frac{P'_t}{P_t}$,由风洞马赫数 σ_t 与总压恢复系数的对应关系,通过插值或曲线拟合可得试验中探针处气流的真实马赫数 Ma' ,由 $P_s = P_t \cdot (1 + \frac{k+1}{2} \cdot Ma'^2)^{\frac{k}{k-1}}$ 可得试验中探针处气流的真实静压 P_s ,同样由马赫数 Ma' 与风洞静压恢复系数 σ_s 的对应关系,通过插值或曲线拟合可得试验中气流的静压恢复系数 σ'_s ,那么 $P'_s = P_s \cdot \sigma'_s$,当 $|P'_s - P'_s| \leq \delta$ 时, δ 为计算精度,认为 P_t 为试验中探针测量的气流真实总压, P_s 为真实静压。流程如图 9 所示。

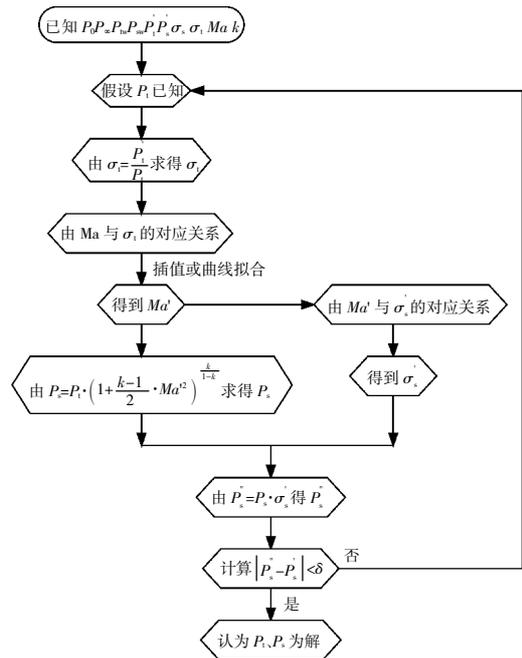


图 9 求解流程

试验测得的数据采用格拉布斯判据剔除粗大误差。总压恢复系数为

$$\sigma = \frac{P_{te}}{P_{ij}} \tag{1}$$

式中: P_{ij} 、 P_{te} 分别为喷管进、出口总压。

推力系数 C_F 为

$$C_F = \frac{F}{F_{id}} \tag{2}$$

$$F = \sqrt{F_x^2 + F_y^2} \tag{3}$$

$$F_{id} = m \cdot V_{id} \tag{4}$$

$$V_{id} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \cdot R \cdot T_{ij} \cdot [1 - (\frac{p_b}{P_{ij}})]^{\frac{k-1}{k}}} \tag{5}$$

式中: F 为测力台架所测喷管推力,由台架实际所测轴向力 F_x 和俯仰力 F_y 合成得到; m 为设备测得的喷管流量; V_{id} 为 1 维理想完全膨胀气流速度; T_{ij} 为喷管进口总温; p_b 为环境静压。

气动矢量角 θ 为喷管出口气流方向与中心轴线的夹角

$$\theta = \arctan (F_y / F_x) \tag{6}$$

3 试验结果与分析

为了验证进气管道采用篦齿结构后排除进气管道对试验件测力的干扰,采用标准的效力喷管进行试验验证,数据对比结果如图 10 所示。若以标准喷管试

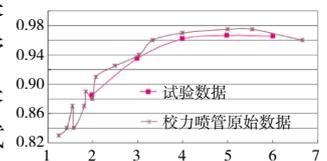


图 10 台架推力校准

验数据为基准,测力台架最大偏差为 1.4%,平均偏差为 0.65%,进气管道采用篦齿结构后,排除进气管道对测力台架的测力干扰,测量精度达到预期目标。

试验时,在排气装置边缘布置多处丝带显示气流走向,结果显示排气装置可以收集气流,并将其顺利排出,避免产生溢流、堵塞或影响排气背压,达到预期目标。

试验研究了落压比和喷管几何偏转角对喷管总压恢复系数影响规律,如图 11 所示。从图中可见,落压比和几何偏转角对喷管总压恢复系数影响甚微,即塞式喷管偏转后(偏转角 $\theta \leq 15^\circ$)仍具有较低的流动损失,说明矢量偏转前后,整个流路内不存在较大的气流分离区,气动设计合理。

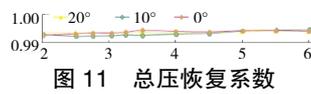


图 11 总压恢复系数

试验研究了落压比和几何偏转角对喷管推力系数影响规律,如图 12 所示。在偏转状态下,落压比低于 2.75 时,喷管产生的俯仰力较小,超出俯仰力测量量程,在此不予讨论。从图中可见,随着落压比的增大(即由过膨胀 - 完全膨胀 - 欠膨胀),推力系数先增大后减小,设计落压比附近喷管各性能参数值相对较高,即该喷管在设计状态下具有较好的性能。而在低的可用压比情况下仍具有很高的推力系数,试验结果与理论曲线一致。矢量角增大,推力系数略微减小,矢量偏转产生微小的推力损失,可见在偏转几何角 $\theta \leq 15^\circ$ 情况下,塞式矢量喷管仍具有较好的推力性能。

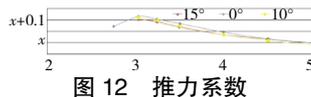


图 12 推力系数

试验研究了气动矢量角变化规律,如图 13 所示。在落压比较小时,气动矢量角与喷管几何角最大差值为 1.1° ;随着落压比增大,气动矢量角与喷管几何角差值稳定在 0.5° 。气动矢量角主要随几何偏转角的变动而变动。

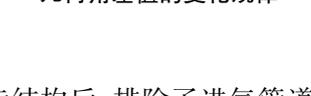


图 13 气动矢量角与喷管几何角差值的变化规律

4 结论

(1)进气管道采用篦齿结构后,排除了进气管道对测力台架的测力干扰;

(2)对于塞式矢量喷管,在几何偏转角 $\theta \leq 15^\circ$ 时,总压恢复系数为 $0.993 \leq \varphi \leq 0.995$,说明在矢量偏转前后,喷管都具有较高的速度系数,喷管气动设计

合理。

(3)落压比对喷管推力特性有影响。随着落压比的增大(即由过膨胀 - 完全膨胀 - 欠膨胀),推力系数先增大后减小,在设计落压比附近喷管推力性能参数值相对较高,且在低的可用压比情况下推力系数仍很高,显示塞式喷管性能优越;

(4)喷管气动偏转角度与几何偏转角相匹配,二者呈正比关系,尾喷流能有效地随几何结构偏转而偏转;

(5)本次试验设计的偏转排气段达到预期目标,在喷管偏转状态时将气体顺利排出;

(6)建立了求解超声速总压静压探针测量真实值的数学模型,获得了超声速喷管出口真实的总静压值。

本文通过试验获得了塞式矢量喷管的内流特性,试验方法和结果对于进一步研究塞式矢量喷管具有一定的参考作用。

参考文献:

- [1] 朱俊强, 黄国平, 雷志军. 航空发动机进排气系统气动热力学[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2014: 286-294.
- [2] ZHU Junqiang, HUANG Guoping, LEI Zhijun. Aerothema dynamics of aeroengine intake and exhaust system[M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2014: 286-294. (in Chinese)
- [3] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2009: 80-120.
- [4] LIAN Youchun, WU Hu. Principle of aeroengine [M]. Northwestern Polytechnical University Press, 2009: 80-120. (in Chinese)
- [5] Teryn D, Nicholas G. Computations of internal and external axisymmetric nozzles aerodynamics at transonic speeds[R]. NASA-TM-2003-212731.
- [6] Hiley P E, Wallace H W. Study of non-axisymmetric nozzles installed in advanced fighter aircraft[R]. AIAA-1975-1316.
- [7] Mori H, Taniguchi M, Nishihira R, et al. Experimental analyses of linear-type aerospike nozzles with and without sidewalls [R]. AIAA-2005-1350.
- [8] Angelino G. Approximate method for plug nozzle design[J]. AIAA Journal, 1964, 2(10): 1934-1935.
- [9] 赵春生, 金文栋, 徐速. 基于 UG/Motion 的轴对称球面塞式矢量喷管运动仿真[J]. 航空发动机, 2013, 39(5): 51-54.
- [10] ZHAO Chunsheng, JIN Wendong, XU Su. Motion simulation of axisymmetric spherical plug thrust vectoring nozzle based on UG/Motion[J]. Aeroengine, 2013, 39(5): 51-54. (in Chinese)
- [11] 邵万仁. 基于数值模拟的轴对称矢量喷管内流特性研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 822-829.
- [12] SHAO Wanren. Study of internal performance for an axisymmetric vectoring exhaust nozzle using numerical simulation [J]. Journal of

- Aerospace Power, 2008, 23(5): 822-829. (in Chinese)
- [9] 杜桂贤, 金文栋. 轴对称矢量喷管有效喉道调节方法[J]. 航空动力学报, 2015, 30(8): 1818-1824.
- DU Guixian, JIN Wendong. Adjustment method of effective throat for axisymmetric vectoring exhaust nozzle [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(8): 1818-1824. (in Chinese)
- [10] 罗静, 王强. 轴对称矢量喷管内流特性的不同湍流模型计算[J]. 航空动力学报, 2003, 24(4): 327-340.
- LUO Jing, WANG Qiang. Computation for the effect of turbulence models on internal performance for axisymmetric vectoring exhaust nozzles [J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 24(4): 327-340. (in Chinese)
- [11] 郭正, 刘君. 塞式喷管高度特性的 CFD 研究 [J]. 国防科技大学学报, 2000, 22(4): 1-4.
- GUO Zheng, LIU Jun. A study on altitude characteristic of plug nozzle using CFD method [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2000, 22(4): 1-4. (in Chinese)
- [12] 王长辉, 刘宇. 塞式喷管冷流试验研究[J]. 火箭推进, 2007, 33(3): 6-13.
- WANG Changhui, LIU Yu. Cold flow tests of aerospike nozzles [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2007, 33(3): 6-13. (in Chinese)
- [13] 王锁芳, 吕海峰. 封严篦齿结构特性的数值分析和实验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(6): 732-735.
- WANG Suofang, LYU Haifeng. Numerical analyses and experimental investigations of seal labyrinth characteristics [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(6): 732-735. (in Chinese)
- [14] 王鹏飞, 郭文. 典型阶梯篦齿高转速密封性能试验[J]. 航空动力学报, 2017, 32(12): 3058-3063.
- WANG Pengfei, GUO Wen. Experiment on seal characteristics of high rotational speed of stepped labyrinth seals [J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(12): 3058-3063. (in Chinese)
- [15] 胡东旭, 贾力, 杨立新. 篦齿封严泄漏性的实验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(3): 550-555.
- HU Dongxu, JIA Li, YANG Lixin. Experiment on leakage characteristics in labyrinth seal [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(3): 550-555. (in Chinese)

(编辑:程海)