

轴对称矢量喷管内流特性的模型试验^{*}

金捷¹, 赵景芸², 张明恒², 赖传兴²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083 2. 中国燃气涡轮研究院, 四川 新都 610500)

摘要: 在喷管落压比 1.5~17 的情况下, 对 3 组不同几何尺寸的轴对称矢量喷管模型试验件内流特性进行了试验。结果表明: 气动矢量角与几何矢量角呈正比关系; 当落压比小于设计落压比时, 气动矢量角会出现大于几何矢量角的峰值, 并随落压比的增加而逐渐趋近几何矢量角, 推力系数并不随几何矢量角增加而显著下降, 且与非矢量状态相当; 矢量状态下, 推力系数与面积比呈正比关系, 而对喉道面积的变化不敏感。

关键词: 轴对称矢量喷管; 内流特性; 性能参数

中图分类号: V235.13 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2005) 02-0144-03

Experimental investigation of static internal performance for an axisymmetric vectoring thrust nozzle

JIN Jie¹, ZHAO Jing-yun², ZHANG Ming-heng², LAI Chuan-xing²

(1. School of Jet Propulsion, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China

2. China Gas Turbine Establishment, Xindu 610500, China)

Abstract An investigation was conducted with 3 scale models to determine the static internal performance of an axisymmetric vectoring thrust nozzle (AVEN) simulating the nozzle pressure ratio ($NPR = 1.7 \sim 17$) of practical engine. The results indicate that the relationship between the resultant vector angle and the geometric vector angle has direct ratio and while the NPR is less than design pressure ratio, a peak resultant vector angle which is greater than the geometric vector angle occurs and the resultant vector angle is close to a constant slightly larger than the geometric vector angle with the increase of NPR . The thrust coefficient has not decreased distinctly compared with existing no-vectoring convergent-divergent exhaust nozzles with the increase of nozzle geometric vector angle and means that vectoring of the exhaust flow could be achieved with no addition turning losses within nozzle design pressure ratio. The thrust coefficient has direct relationship with the area ratio of nozzle and is independent of the area of nozzle throat.

Key words Axisymmetric vectoring thrust nozzle (AVEN); Static internal performance; Performance parameter

1 引言

推力矢量技术作为第四代战斗机的必备技术和第三代战斗机改型的热门技术, 已经得到了越来越多的重视^[1,2]。矢量喷管是推力矢量技术的核心, 在各种矢量喷管方案中, 轴对称矢量喷管 (AVEN) 由于具备了结构简单、重量轻、能实现 360°全方位连续偏转等优点^[3], 航空发达国家对其内流特性进行了大量系统的模型试验研究^[4], 并已进入验证试飞阶段^[5]。

本文利用某发动机轴对称矢量喷管的缩比模型, 针

对不同的喷管面积比 A_R (出口面积/喉道面积) 和喉道面积 A_t , 对其气动矢量角 δ 和推力系数 C_F 等主要性能参数进行试验研究, 以了解气流矢量偏转后的喷管内流特性, 为轴对称矢量喷管的工程应用提供设计依据。

2 试验器和试验件

试验在燃气涡轮研究院的航空发动机喷管模型试验器上进行。试验器为直排大气的连续供气式高温高速喷管试验设备, 配有四分力天平、流量喷管、温度、压力传感器及微机自动数据采集/处理系统, 可对

* 收稿日期: 2004-08-03 修订日期: 2004-11-21。

作者简介: 金捷 (1968—), 男, 博士, 副教授, 研究领域为航空发动机设计与分析。Email: jinjie@sina.com

试验数据进行实时采集、处理和输出。其中四分力天平采用标准砝码(静态)和标准喷嘴(动态)校准,推力测量精度为 3%~5%,最大测量推力为 14.7kN。

根据某涡扇发动机的典型工况(地面加力和不加力),设计了 3 组缩比模型试验件,每组均包括几何矢量角 δ 分别为 5°, 10°, 15°, 20° 的 4 个试验件,气流向上偏转,试验件结构如图 1 所示。

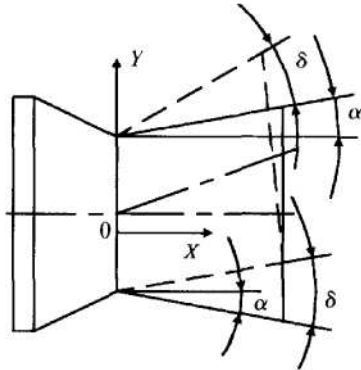


Fig 1 Scheme AVEN model nozzle

试验件进口直径 100mm,收敛角为 10.9°,扩张角 α 为 9.4°,喉道圆弧半径为 3mm,其余参数见表 1。在试验件进口安排了 5 点总压耙测量气流总压 P_0 及单点铠装热电偶测量气流总温 T_0 ,利用流量喷嘴测量气流流量 G ,四分力天平测量轴向分力 F_x 及法向分力 F_y 。

Table 1 Parameter of nozzle model

No	A_t	A_R	Design pressure ratio NPR_{cr}	Engine status (on ground)
A	6123.7mm ²	1.62	7.2	A afterburner
B	4668.7mm ²	1.62	7.2	A afterburner
C	4668.7mm ²	1.20	5.6	Without afterburner

3 试验结果与分析

试验时,根据某发动机工况和设备能力,气流总温保持在 310K 左右,试验落压比 NPR 范围为 1.5~17。气动矢量角 $\delta_q = \tan^{-1}(F_y/F_x)$,推力系数 $C_{fr} = F_r/F_0$,式中实际推力 $F_r = \sqrt{F_x^2 + F_y^2}$,理想推力 $F_i = G \times \sqrt{2KRT_0(1 - NPR^{(1-K)/K})}/(K-1)$,式中 K 为气体绝热指数, R 为气体常数。

3.1 偏转特性

3.1.1 落压比的影响

图 2 给出了试验件 A 在不同 δ 时, δ_q 与 NPR 的变化关系。从图中可看出: (1) 当喷管达到临界后 ($NPR > 2$), 在相同 NPR 下, δ_q 总是随 δ 的增加而增加,即要想得到更大的矢量推力,必须相应增大几何

矢量角,即增大喷管的偏转程度。(2) 在喷管几何矢量角不变的情况下,随着喷管落压比的升高,气动矢量角逐渐增大,并达到一个峰值,最多可比几何矢量角大 2°~3°,然后有所下降,在落压比接近设计落压比时,气动矢量角会逐渐接近几何矢量角,并随落压比的增加而不再变化,成为一个略大于几何矢量角的常量。本试验中的落压比范围比文献 [4] 的试验结果更大,这一趋势也明显。

产生这一现象的原因在于 [6]: (1) 矢量喷管的矢量推力来自于喷管矢量偏转后,壁面周向静压差与气流法向动量形成的合力。(2) 随着落压比的增加,气流法向动量和喷管周向壁面静压差都在逐渐增大,使矢量推力逐渐增大,表现在气动矢量角逐渐增大。(3) 但由于喷管落压比小于设计落压比,喷管始终处于过膨胀工况,喷管内总是存在周向不对称的斜激波。随着落压比的增大,斜激波强度逐渐增强,直至与单边扩张角最大的壁面(即喷管偏转方向)的附面层产生干扰,形成局部分离区,使分离区附近壁面气流静压不降反升,减小了喷管周向壁面静压差,从而使气动矢量角有所降低,并形成一个峰值。(4) 当 NPR 大于设计落压比后,喷管处于不完全膨胀工况,喷管内部气流流动状况保持稳定,使气动矢量角保持为常量,不再随落压比变化而变化。

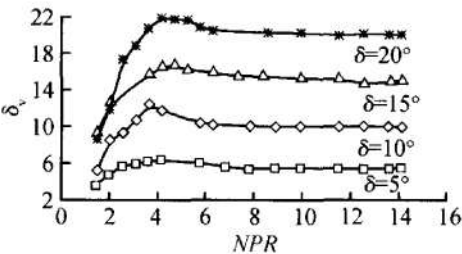


Fig 2 Effect of NPR on turning performance Type A

3.1.2 几何参数的影响

图 3 给出了 $\delta = 20^\circ$ 时,不同试验件的 δ_q 与 NPR 的变化关系。从图中可看出: (1) 当喷管喉道面积相同时,面积比越大,出现气动矢量角峰值的落压比也越大,即出现气动矢量角峰值的落压比与喷管面积比呈正比关系。这一现象表明,通过选择合适的喷管面积比,可以在给定的喷管几何矢量角和落压比范围内,得到最大的矢量推力,即可以通过喷管面积比的优化来实现推力矢量的最大化。(2) 当喷管面积比相同时,随着 NPR 的增大,喉道面积越小,喷管气动矢量角略有增大(约 1°~2°)。这表明,在几何矢量角和落压比等参数基本一致的情况下,流量较小的发

动机(喉道面积也小)会获得更大的气动矢量角。

3.2 推力特性

3.2.1 落压比的影响

图4给出了试验件A在不同 δ 时, C_F 与 NPR 的变化关系。从图中可看出:(1)当落压比小于设计落压比时,推力系数并不随几何矢量角增加呈规律性变化的趋势;尤其在落压比较小时($NPR < 4$),由于喷管内部激波和气流分离的复杂影响,喷管推力特性与几何矢量角并没有明显的关联关系,即较大的矢量角(如 $\delta = 20^\circ$)并不意味着更多的推力损失。(2)当落压比小于或略大于设计落压比时($NPR < 8$),喷管推力系数几乎总是保持在0.96以上,与非矢量状态相比,并没有太多的下降。这一结果可以解释为^[6]:受到扩张段气流偏转的影响,在收敛段气流已经开始偏转。由于收敛段气流为亚声速流动,气流的偏转不会引起激波等损失,从而使推力损失有所减小。(3)当落压比增大到某一个值($NPR > 8$)后,推力系数随落压比增加有一个显著的下降,随后逐渐趋于稳定。

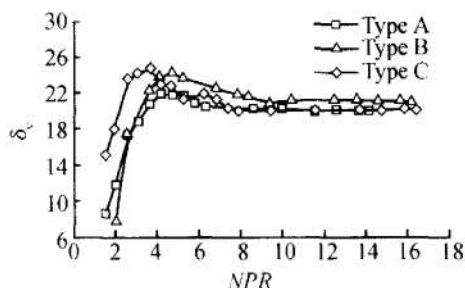


Fig 3 Effect of geometry on turning performance $\delta = 20^\circ$

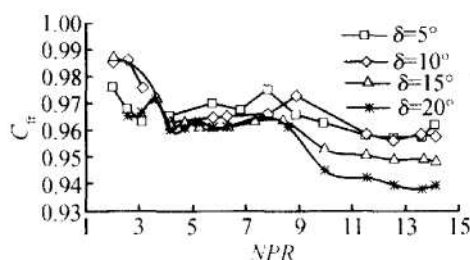


Fig 4 Effect of NPR on thrust performance Type A

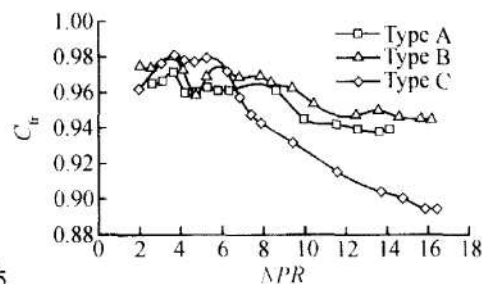


Fig 5 Effect of geometry on thrust performance $\delta = 20^\circ$

4 结 论

(1)当喷管达到临界后($NPR > 2$),在相同落压比下,气动矢量角与几何矢量角呈正比关系;(2)当落压比小于设计落压比时,气动矢量角会出现大于几何矢量角的峰值,并随落压比的增加而逐渐趋近几何矢量角,成为一个略大于几何矢量角的常量;出现气动矢量角峰值的落压比与喷管面积比呈正比关系;(3)当落压比小于设计落压比时,推力系数并不随几何矢量角增加而显著下降,且与非矢量状态相当,即矢量偏转并不意味着更多的推力损失;(4)矢量状态下,推力系数与面积比呈正比关系,而对喉道面积的变化不敏感。

参考文献:

[1] Mace J Smereczniak P, Bowers D, et al Advanced thrust

(4)当几何矢量角大于 10° 后,随着几何矢量角的增加,推力系数明显下降;而几何矢量角小于 10° 时,推力系数并不随几何矢量角的增加有下降。这表明,在推力矢量的实际应用中,应尽可能减小几何矢量角,以避免大的推力损失。

3.2.2 几何参数的影响

图5为 $\delta = 20^\circ$ 时,不同试验件的 C_F 与 NPR 的变化关系。从图中可看出:(1)当喷管面积比相同时,不同喉道面积的喷管推力系数比较接近,但喉道面积越小,推力系数稍高一些(1%左右)。表明推力损失对喉道面积的变化不敏感。对于小流量发动机而言,由于喉道面积较小,可以获得更大的气动矢量角和更高的推力效率,因此更适合采用轴对称矢量喷管。(2)当喷管喉道面积相同时,在落压比大于设计落压比时,喷管面积比越小,推力系数越低,并随落压比的增加,推力系数的差距逐渐拉大。这表明,应尽量避免在大落压比和小面积比工况下使用推力矢量,否则将会引起推力效率的急剧下降。

vectoring nozzles for supersonic fighter aircraft[R]. AIAA 89-2816

- [2] Weber Yvette S, Bowers Douglas L. Advancements in exhaust system technology for the 21st century[R]. AIAA 98-3100
- [3] Capone F, Smereczniak P, Spetnagel D, et al Comparative investigation of multiplane thrust vectoring nozzles[R]. AIAA 92-3263
- [4] Carson George T, Capone Francis J. Static internal performance of an axisymmetric nozzle with multi-axis thrust vectoring capability[R]. NASA TM 4237, 1991
- [5] Ome J S, Wing D J, Anderson C J, et al Initial flight test evaluation of the F-15 active axisymmetric vectoring nozzle performance[R]. AIAA 98-3871
- [6] 金捷,赵景芸,张明恒,等.轴对称矢量喷管壁面静压分布的试验研究[J].航空动力学报,2000,15(3).

(编辑:朱立影)