

文章编号: 1000-8055(2002) 02-0155-05

超音尾喷流红外抑制方案的研究

杨 旭, 夏焕明, 刘德彰

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 超音速发动机尾喷流的红外抑制是超音速飞行器隐身性能的重要组成部分。本文提出两种超音速尾喷流的红外抑制方案——二次旋流方案与组合波瓣方案, 并对两种方案共 7 组试验件在不同的结构和二次流速度情况下进行了大量重复试验。在旋流方案试验中, 对二次流加旋诱发大尺度流向涡进行了系统的研究, 得到旋流角度、二次流速度等对掺混效果的影响规律, 试验结果表明: 对于本结构方案, 当二次流速度为 49 m/s, 旋流角在 30°左右, 掺混效果最好, 且随二次流流速的增加而加强。在组合波瓣方案的试验中, 对组合波瓣用于超音尾喷流红外抑制进行了研究, 试验结果表明可对超音尾喷流的红外起到有效的抑制作用。

关键词: 超音速流; 红外抑制; 尾喷流; 二次旋流; 组合波瓣

中图分类号: V211.72

文献标识码: A

Experimental Investigation of Exhaust Jet Infrared Suppression for Supersonic Flow

YANG Xu, XIA Huan-ming, LIU De-zhang

(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The supersonic exhaust jet infrared suppression is one of the most important components of the supersonic aircraft performance. The projects of the second swirl flow and the combined petal lobe are provided in this paper. Their mechanism is that mixer ejector can cause large-scale streamwise vortices into the downstream. It is these vortices that intake much more amount of atmosphere which also can stir up the main flow. The mixing zone between plume and external flow increases and the length of the central core zone of turbulent flow becomes shorter, so the infrared radiation of the jet exhaust decreases. The swirl ejector is used in the first project. The experimental results show that the higher is the speed of external swirl flow, the better is the performance of stir. The experimental results also show that when the angle of swirl flow is about 30 degrees, the performance is the best for the project. The combined petal lobe is used in the second project. The experimental results show that it is practicable to use combined petal lobe for the infrared suppression of supersonic flow.

Key words: supersonic flow; infrared suppression; exhaust jet; swirl flow; combined petal lobe

1 引言

当前, 对发动机尾喷流的红外抑制方法主要

有加旋二元喷管^[1,2]、波瓣喷管^[3]、声激励^[4]、引射外界冷空气^[5]等, 但都不能完全适用于超音速轴对称尾喷流的红外抑制, 本文针对超音尾喷流的

红外抑制进行了新方案的探索。设想在喷管外部加一罩体结构,并通入二次流(实际飞行时也可由引射作用获得),使其在喷管出口处流出时形成高强度旋转涡系;或者是速度、压力不同的多股气流,从而带动外界气流更好地与主流掺混,达到红外抑制的目的。

2 试验方案设计

2.1 试验件设计

喷管设计:根据实验工况,燃气流量 $\dot{m}=0.75\text{ kg/s}$,总温 $T^*=700\text{ K}$,总压 $P^*=0.35\text{ MPa}$,出口为外界气压,用一维绝热等熵流动关系式设计出收扩喷管实验件的结构尺寸如图 1。其中喷管喉道直径为 $\Phi 40$,出口直径为 $\Phi 44$,求得完全膨胀时的最大 $Ma=1.53$ 。

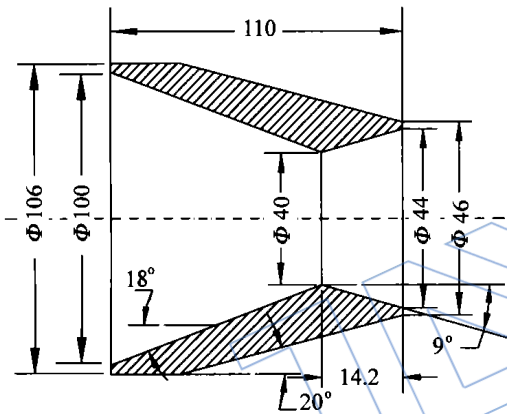


图 1 收扩喷管试验件
Fig.1 Ejector structure

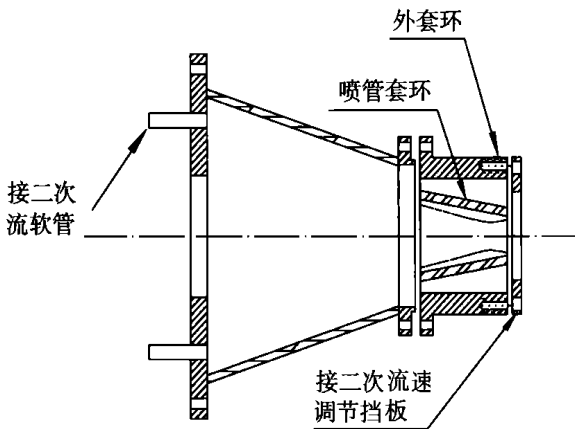


图 2 掺混罩与试验套件简图
Fig.2 Combined unit of mixer and ejector

掺混罩设计:掺混罩的结构如图 2 所示。为便于试验过程中试验件的快速更换,掺混罩与试验

组件之间采用法兰联接,各试验套件均由收扩喷管套环(其锥度与收扩喷管外锥面锥度相等)、外套环、支承板(对于旋流组件用旋流片替代)、出口挡板和密封垫片等组成。

旋流方案试验件设计:实验时,为研究在一定的旋流强度下,旋流角度对尾喷流温度场和速度场的影响,在二次流系统中通入一定流量的二次流,并改变出口旋流片的角度,在喷管套环和外套环间有均匀分布的 8 个旋流片,旋流片与轴线夹角 β 分别为 $0^\circ;15^\circ;30^\circ;45^\circ;60^\circ$;如图 3。并在旋流片出口加装通径分别为 100, 80, 66 mm 的挡板,使二次流出口速度分别为 4, 24, 49 m/s。

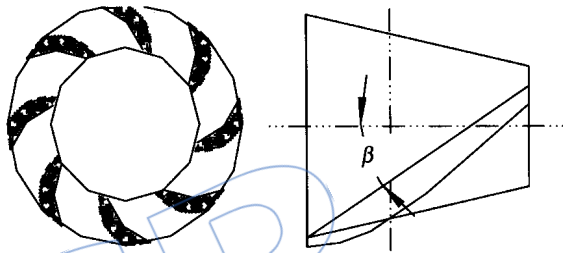


图 3 旋流外形及旋流角定义
Fig.3 Swirl vane and swirl angle

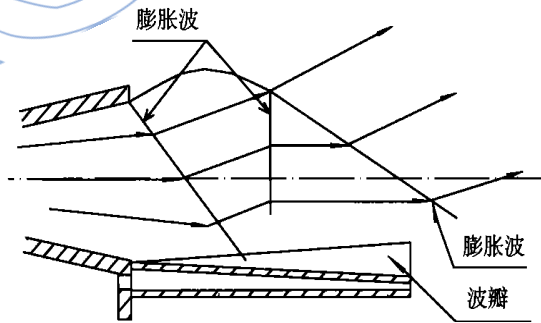


图 4 波瓣遮板结构与工作原理示意图
Fig.4 Working principle of petal lobe guard board

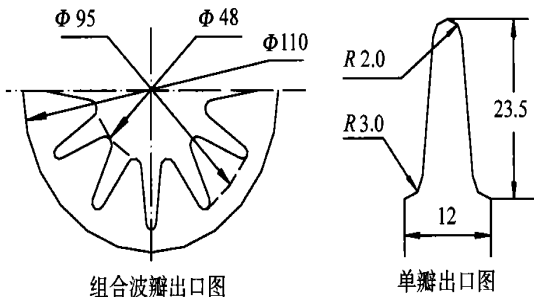
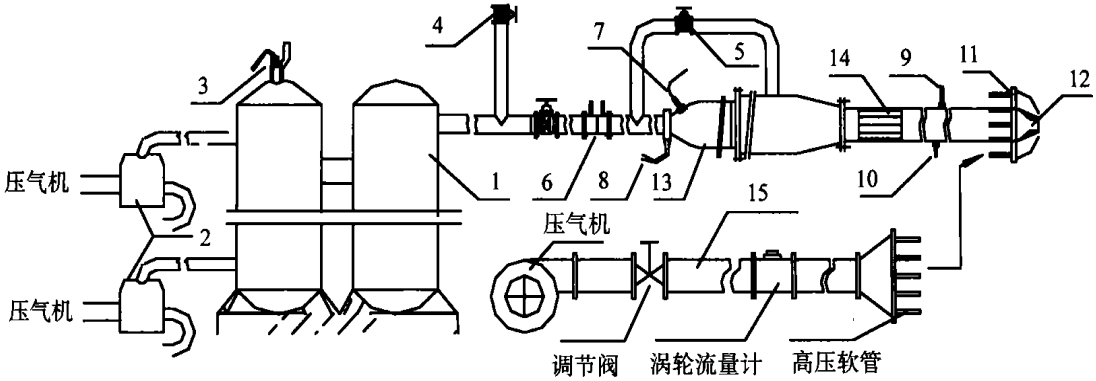


图 5 本试验组合波瓣详图(每个波瓣为 9°)
Fig.5 Structure of combined petal lobe

组合波瓣方案试验件设计:为加大尾喷流出



1. 储气罐 2. 气水分离器 3. 安全阀 4. 放气调节阀 5. 旁路阀 6. 孔板流量计 7. 点火器 8. 喷油嘴
9. 总压探头 10. 总温探头 11. 掺混罩 12. 主流喷嘴 13. 燃烧室 14. 整流隔板 15. 二次流系统

图 6 主流及二次流系统示意图
Fig. 6 Mainstream and second flow system

口掺混周界和产生大尺度流向涡,采用“组合波瓣板方案”,其工作原理如图 4。在喷管下部加装约 1/2 周长的波瓣板,使主喷流只能在上部形成膨胀波。当气流整体流过波瓣弧形板后,射流轴线已偏离喷管轴线,主喷流在纵向分速有所增强,掺混周界增大。随着轴线偏移,在波瓣弧形板附近形成低压,外界气流与主流都将通过波瓣补充这一空间,势必形成大尺度流向旋涡,带动更多的气流参与混合,强化掺混效果,并能有效地限制红外探测仪的探测锥角。其结构如图 5。为进行对比,本文还设计了有下挡板无波瓣和无下挡板两种结构。

2.2 实验系统设计

2.2.1 主流系统与二次流系统

如图 6,主流由空压机供气,一路经单管燃烧室生成燃气,另一路经旁路阀进入燃烧室后部,用于调节工况和微调主流温度。主流经整流隔板和稳流段后进入收扩喷管。并通过调节燃油流量来控制燃气温度,通过流量阀和泄压阀调节流量与压力。

二次流由单独的流量为 0.03 kg/s、压头为 0.08 MPa 的压气机提供,经掺混罩后端法兰上沿圆周分布的 8 个小通道流入掺混罩,在喷管出口处与主流混合后排往大气。

2.2.2 自动测控系统的设计

超音尾喷流红外抑制试验的特点是流速高、噪声大、被测参数多。为提高测试精度,节省人力物力,实验时采用自行研制的超音尾喷流流场的

自动测控系统,包括:自动测试系统与系统的计算机软硬件的实现,坐标架全自动控制系统和热力参数的测量器件。实现了实验控制与数据采集的计算机全自动化。详见参考文献[6]。

为避免静止测点布置太多对流场的干扰,将测点固定在由步进电机控制的坐标架上,并在传动轴上加装光电输出装置构成闭环系统,实现测点参数与测点位置同步输出。坐标架行程总长 X , Y , Z 分别为 700, 100, 120 mm。运行时, X 方向步长 40 mm, Y , Z 步长 3 mm。

实验时采用直接测量流场各点的温度与速度,因超音速压力测量不同于亚音,皮托管测得的压力是等熵滞止压强 P_0^* ,它与正激波前未受扰动的来流总压 P_0 的误差 ≤ 0.07 ,为简化,可不计。静压采用静压探针测量,由所测得的总、静压值,可得该点速度。温度测量采用镍铬—镍铝测温探头,但所得到的温度值 T_p 并不等于来流总温,应引入热电偶动温恢复系数 Y ,即 $T_p = T + Y T_v$,式中 T 为实际气体来流静温, T_v 为来流动压经滞止后变成的温度(动温)。为避免 Ma 太高引起的测量误差,测试的起始点选在距喷口的 $10D_e$ (440 mm) 处, $D_e = 44\text{ mm}$ 为喷管出口直径。

3 试验结果和分析

3.1 旋流方案试验

在主流工况一定时,对不同的二次流出口速度(4, 24, 49 m/s)和旋流片角度(0° ; 15° ; 30° ; 45° 和 60°)进行试验,测出二次流速度和旋流角变化

时,主流中心速度、总温、总压的变化规律如图 7, 图 8。

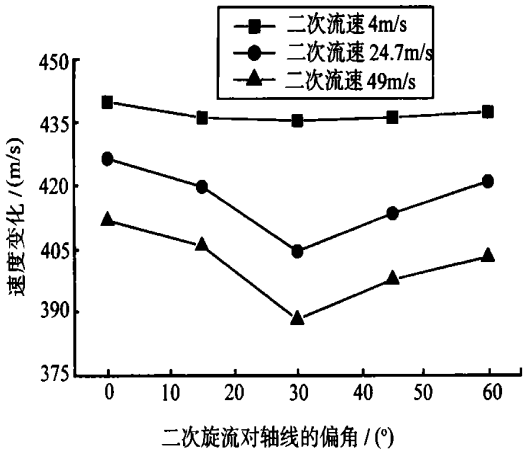


图 7 主流中心速度与旋流角度的关系
Fig. 7 Central velocity of the mainstream
versus swirl angle

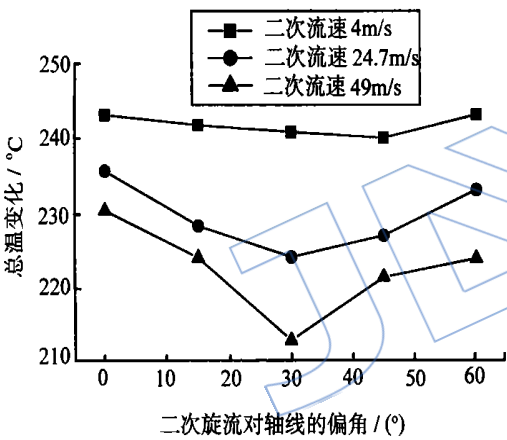


图 8 最高点温度与旋流角度的关系
Fig. 8 The highest temperature versus swirl angle

可见: 在本实验二次流速度范围内掺混效果随二次流速度的增加而增强; 旋流角的变化对掺混效果的影响关系中有一最佳旋流角度, 在本试验情况下大致为 30 时效果最好。这是由于旋流角度只能反映其在径向带动气流的能力, 而主流

核心区较之旋流的涡核破裂区要长得多, 因此旋流的轴向速度与切向速度都是影响主流衰减的重要因素。在二次流速度一定情况下, 若轴向速度太高、切向速度太低, 显然无法产生更强的扰动, 也无法带动更多的气流; 反之, 若切向速度太高, 轴向速度太低, 二次旋流只能在主流出口附近起作用, 对总的主流核心区影响较小。因此, 最佳的掺混效果必将对对应一个最佳的旋流角度。本模型试验得到, 当二次流速度为 49 m/s, 旋流角为 30° 时, 在起始测点(距喷嘴 10D_e 处) 主流最高温度可由 245.9℃降低为 215℃, 温降幅度达 6%, 主流红外辐射比原值降低了 22% 左右。若将二次流流速或流量提高, 其掺混效果将更好。

3. 2 组合波瓣方案试验

组合波瓣板方案的掺混机理是通过发动机出口的气流参数的变化, 引发主流轴线的偏移, 使之与平行气流直接掺混, 因此效果必将胜过伴随射流的掺混。

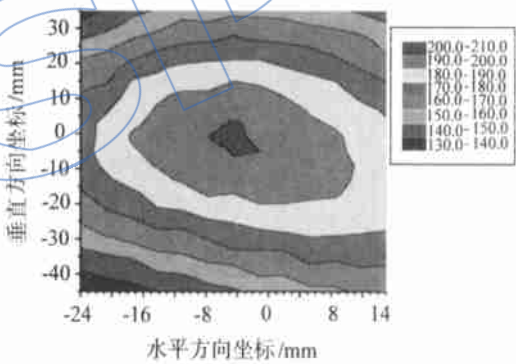


图 9 波瓣截面温度分布
Fig. 9 Temperature distribution in the petal lobe section

试验时进行了“主喷管外加组合波瓣板”与“主喷管外加下挡板(无波瓣)”的对比试验。试验时测量起始截面各参数分布情况, 图 9 为组合波瓣的截面温度分布, 表 1 列出无挡板, 有挡板无波瓣和组合波瓣 3 种方案在起点截面(10D_e) 中心处的总压、速度和总温的对比数据。

表 1 3 种方案起点截面中心处参数对比

方 案	总压/ 10 ⁻¹ MPa	速度/ (m/ s)	总温/ °C
无挡板有二次流	2. 0143	443. 66	245. 9
下挡板无波瓣有二次流	2. 1205	466. 93	269
组合波瓣板	1. 5305	337. 78	201

(1) 对于有挡板无波瓣, 由于在喷管下部安装 145 mm 长的挡板, 使得射流在出口的 145 mm 范围内只有上半部的外界气流参与混合, 因此反而使核心区后移, 加下挡板较之不加, 掺混效果反而恶化。

(2) 由于波瓣的固有形状, 能够诱导产生大尺度的流向涡, 这股流向涡可加剧内外两股气流的掺混; 同时波瓣的形状决定其具有更长的掺混周界, 使其引射的外界气流更多; 另外, 波瓣也相当于将部分主流分解为几股气流从单瓣口喷出, 使射流的核心区缩短。因此, 其掺混效果得到加强。

(3) 本实验中, 二次流流量虽仅有 0.03 kg/s (只占主流的 4%), 已能将主流最高温度从 245.9℃降低为 201℃, 温降幅度达 8.7%, 主流红外辐射可比原值降低 30% 左右。若提高二次流流量, 降幅将更大。说明只要经过合理设计, 组合波瓣板对超音尾喷流的红外辐射可起到有效的抑制作用。

4 结 论

(1) 关于二次流加旋诱发大尺度流向涡用于强化对主流的掺混, 达到对超音速尾喷流红外抑制效果的研究, 目前尚未见有报导。

(2) 组合波瓣板方案充分结合了波瓣与超音流的特点, 其可引起喷流轴线偏移, 使纵向分速增

强, 形成大尺度流向旋涡, 强化了掺混效果。同时因波瓣是采用小波瓣, 在收扩喷管的鱼鳞片上只占很小部分, 不影响喷管口的调节。这样就扬弃了波瓣的掺混性能好与在高速下损失大等特点。

(3) 实验是在无飞行速度下进行的。当有飞行速度时, 外界气流的速度将增强掺混的作用。同样, 若加大二次流流量, 也将增强掺混效果。

致谢: 本文的研究工作是在中航总中国燃气涡轮研究院的支持与帮助下进行的, 特此致谢。

参考文献:

- [1] 吴达. 进气旋流对推力喷管性能影响的研究[J]. 北京航空航天大学学报, 1992, (4): 85- 90.
- [2] Tillman T G, Parterson R W. Supersonic Nozzle Mixer Ejector[J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 18(2).
- [3] Narayanan A K, Damodarn K A. Supersonic-Ejector Characteristics Using a Petal Nozzle [J]. Journal of Propulsion and Power, 1994, 10(5).
- [4] 张青藩. 抑制喷气流红外辐射的新途径[J]. 隐身技术, 1994, (4): 19- 21.
- [5] 刘德彰, 刘勇, 王锁芳等. 利用发动机排气引射作用的效果实验研究[J]. 推进技术, 1993, (2): 40- 46
- [6] 杨旭等. 超音尾喷流流场的自动测试系统[J]. 南京航空航天大学学报, 2001, 33(3): 245- 249.

(责任编辑 杨再荣)