

文章编号:1000-6893(2007)06-1287-09

双下侧布局二元超声速进气道掺混气动特性

谢旅荣, 郭荣伟

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

Mixing Characteristics of Air Streams in a Dump Duct with Two Side 2-D Supersonic Inlets 90° Apart

Xie Lurong, Guo Rongwei

(College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

摘 要: 针对一种冲压发动机用设计飞行马赫数范围为 2.5~3.5 的双下侧布局二元超声速进气道掺混气动特性开展了高速风洞实验和一体化数值仿真研究。研究表明:(1)在混和段内气流是通过两股气流的撞击以及横截面上二次流形成的旋涡不断掺混的,这也是混和段气流损失的主要原因。采用二元进气道的双下侧布局在整个混和段内气流除了在射流区内不均匀外,在 1.5D 截面至掺混段出口截面 4.5D 处慢慢趋向均匀。(2)掺混段出口截面与进气道出口截面总压恢复系数变化规律一致。随着来流马赫数和侧滑角的增大,掺混段出口截面总压恢复系数均是逐渐下降,而随着迎角的增大其总压恢复系数是提高的。(3)导流段损失和混和段损失均随着来流马赫数和侧滑角的增大而增大,整个掺混段损失增大。而随着迎角的增大,由于导流段损失逐渐下降,混和段损失变化不大,所以整个掺混段损失是降低的。(4)随着导流角的增加,进气道的总压恢复系数几乎未受影响,而掺混段的总压损失呈线性提高。研究范围内随着导流角的增大,气流导流段的总压损失几乎不变的,而由于径向速度分量增大,混和段损失增加,同时掺混出口截面承受反压能力降低。

关键词: 航空、航天推进系统; 冲压发动机; 双下侧布局; 二元超声速进气道; 掺混气动特性; 气流入射角

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A

Abstract: The mixing characteristics of air streams in a dump duct with two side 2-D supersonic inlets 90° apart have been investigated by experiment and numerical simulation in this paper. Results indicate: (1) The main reasons for the loss of the total pressure at the mixing duct are the impingement and vortex motion of the air streams in the duct. The flow field is uniformed gradually along the mixing duct, except that at the region of injection. (2) The variation trend of the total pressure recovery at the exit of the mixing duct is consistent with that at the outlet of the inlet within the range of the study. The total pressure recovery at the exit of the mixing duct declines with the increase of the Mach number and yaw, and increases with the rise of the angle of attack. (3) With the increase of the Mach number and yaw, the loss of the total pressure goes up in arm ducts of the inlet. But when the angle of attack rises, the loss of the total pressure decreases in arm ducts and has almost no influence in the mixing duct. (4) When the dump angle of the arms to the mixing duct increases from 30° to 90°, the total pressure recovery at the exit of the inlet keeps constant, however it shows nearly linear decrease at the exit of mixing duct. At the same time, the back pressure ratio at the exit of the mixing duct goes down.

Key words: aerospace propulsion system; ramjet; 90° setting side inlets; two-dimensional supersonic inlet; mixing characteristics; dump angle

在超声速导弹中进气道的布局方式除了影响导弹的气动力特性外,对发动机特性也有着重要的影响。目前常用的布局方式有中心进气方式和旁侧进气方式。旁侧进气方式根据进气道的数目可分为 1 个腹下、2 个对称、4 个“X”型等布局方式。空空导弹由于其空中作战的特点,要求进气道布局能适应较大的飞行条件变化以及便于机

载。由于二元进气道双下侧布局方式具有升阻比大、迎角性能好、横向空间占用小等特点,在目前最先进的中程空空导弹(如欧盟的“流星”、美国的 FMRAAM 等)中被采用。

但是与中心进气方式不同,旁侧进气方式由于与燃烧室不在同一轴线上,气流不能直联燃烧室,需通过导流段导入,因此带来了多股气流的掺混问题。与“X”型布局方式在布局和掺混上完全对称不同^[1-2],双下侧布局方式仅在两个进气道之间对称,气流在混和段截面上下属于非对称掺混。

收稿日期:2006-09-27; 修订日期:2007-10-08

基金项目:国家“863”计划(2003AA23020)

通讯作者:谢旅荣 E-mail:xielvrong@nuaa.edu.cn

国外早在 20 世纪 70 年代至 80 年代末就对双下侧布局方式的掺混特性开展了大量的实验研究和数值仿真研究^[3-7]。对混和段内复杂的流场结构、旋涡发展、导流角对流场特性的影响等进行了深入的研究。随着数值仿真技术的发展,到了 20 世纪 90 年代后,采用数值仿真和实验结合的方法对导流角度和混和段头部长度的参数进行了更为细致的研究^[8-9]。在国内通过实验和计算的方法对双下侧布局方式也进行了研究^[10-12]。但是不论国内外,对于双下侧布局方式掺混特性的研究采用的方法均是仅考虑进气道出口截面后的导流段和混和段,来流按均匀气流处理,研究对象和来流都未考虑进气道和弹体的影响。其研究主要集中在通过流场特性分析其对燃烧效率的影响上,而对于不同飞行条件下受到进气道和弹体干扰的情况下导流段和混和段内的气动特性的研究和关注很少,尤其是在对发动机推力有很大影响的掺混总压损失方面的研究更少。为了研究掺混的气动特性,需将弹体、进气道、导流段和混和段进行一体化研究。目前一体化研究更多地集中在弹体与进气道的一体化上^[13-14],文献^[15]虽然对弹体、进气道、导流段和混和段等开展了一体化研究,但是其采用的是“X”型布局方式,且仅对气流混和段内的流场分布进行了简要的分析。因此有必要开展双下侧布局二元超声速进气道的一体化研究,分析不同飞行条件下其掺混气动特性。

本文针对一种冲压发动机用设计飞行马赫数范围为 2.5~3.5 的双下侧布局二元超声速进气道掺混气动特性开展了高速风洞实验和一体化数值仿真研究。通过实验获得了不同来流马赫数、迎角、侧滑角下气流在掺混出口截面的总压恢复系数,并根据数值仿真结果分析了掺混的气动特性及混和段内的流场特性。同时还对采用不同气流导流角 θ (气流与混和段的轴向夹角) 的掺混气动特性开展了数值仿真研究,详细分析了气流导流段和混和段内的总压损失情况,并分析了不同导流角下混和段内的流场特性。

1 风洞实验

1.1 实验模型

本文的研究对象示意图如图 1 所示,进气道为 90° 双下侧气动布局,进气道压缩面在斜上侧与安装角边平行。实验模型的气流导流角 θ 为 45° ,混和段是直径为 D 的圆截面,气流混和段出

口截面为 $4.5D$ 。进气道压缩形式采用定几何二元混压式,工作马赫数范围为 $Ma=2.5\sim Ma=3.5$,设计状态为 $Ma=3.0$ 且迎角 $\alpha=2^\circ$ 。图 2 给出了实验模型在风洞中的照片(实验中为了方便观察对模型进行了 180° 滚转安装)。

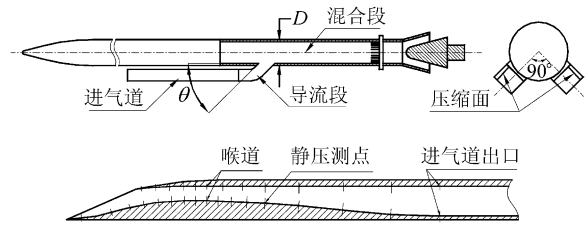


图 1 实验模型及二元进气道示意图

Fig. 1 The sketch of the experimental model and two-dimensional inlet

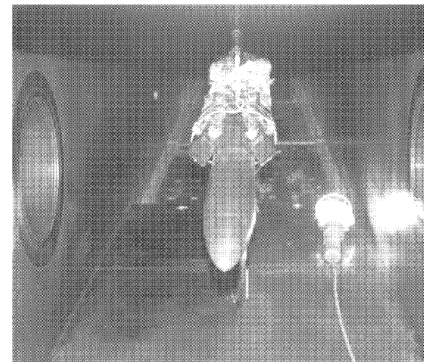


图 2 实验模型在风洞中的照片

Fig. 2 The experimental model in the wind tunnel

实验测量系统分为静压和总压测量系统。静压测点分布如图 1 所示,进气道唇罩面设置了 13 个静压测点,压缩面设置了 17 个静压测点。总压测量置于混和段出口截面 $4.5D$ 处,采用十字架布置方式,测点按等面积分布。其中 3 根耙上各布置 5 个测点,另外 1 根耙上除了 5 个测点外在圆心也布置了 1 个测点,因此总测点共为 21 点,在该截面上有 4 个沿着周向均匀分布的静压测点。

1.2 实验设备

本实验是在南京航空航天大学 NH-1 风洞中进行的。NH-1 风洞是暂冲式亚、跨、超声速风洞。马赫数 Ma 范围为 0.3~3.5,试验段截面尺寸为 $0.6\text{ m}\times 0.6\text{ m}$ 。超声速实验时通过更换喷管获得不同的来流马赫数。试验段每一侧壁各有 2 个直径为 230 mm 的观察窗,供纹影仪观察录像以及显示流场使用。

测压采用 8400 电子扫描阀,最大采样速度 50 kHz,量程为 $\pm 0.2\text{ MPa}$,压力扫描器精度可达

$\pm 0.05\%F.S.$, 压力校准精度可达 $\pm 0.01\%F.S.$

2 数值模拟

计算采用有限体积法求解雷诺平均后的三维 N-S 方程, 紊流模型选的是 Jones 和 Launder 提出的标准 $k-\epsilon$ 模型, 并采用一阶迎风格式离散。计算中用到的边界条件有: 压力远场边界、压力出口边界和无滑移绝热固壁等。计算收敛准则为: 连续方程、动量方程、能量方程以及 $k-\epsilon$ 方程的残差至少下降 3 个数量级, 且出口截面流量稳定。

网格生成包括弹体、2 个进气道及附面层隔道、气流导流段和混和段等。采用以六面体为主的网格划分, 整个计算域划分为 105 个子域, 各子域通过对接方式形成一个整体。为了适合黏性和激波捕捉的需要, 采用局部网格加密技术。对于不同气流入射角的数值仿真研究均采用同样的网格拓扑结构, 网格数目一致。图 3 给出了 45° 气流导流角下弹体、进气道及掺混段等的表面网格。整个计算域内的网格数量约为 90 万。

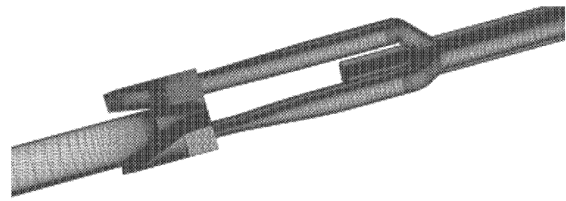


图 3 弹体、进气道及掺混表面网格
Fig. 3 Grids of the model

3 结果与分析

本文主要研究了气流导流角为 45° 时, 设计状态下混和段内的流场特性; 不同马赫数下掺混气动特性; 设计马赫数下不同迎角、侧滑角时掺混气动特性以及设计状态下不同气流导流角下掺混气动特性。为了和风洞实验进气道布局对应, 以下分析均将进气道进行 180° 滚转, 如图 2 所示。

3.1 设计状态下混和段内流场特性

2 股气流以导流角 $\theta = 45^\circ$ 入射到掺混段内, 在掺混段内沿轴向不同方位角 I 和轴向不同横截面上形成了复杂的流场。图 4 给出了来流马赫数

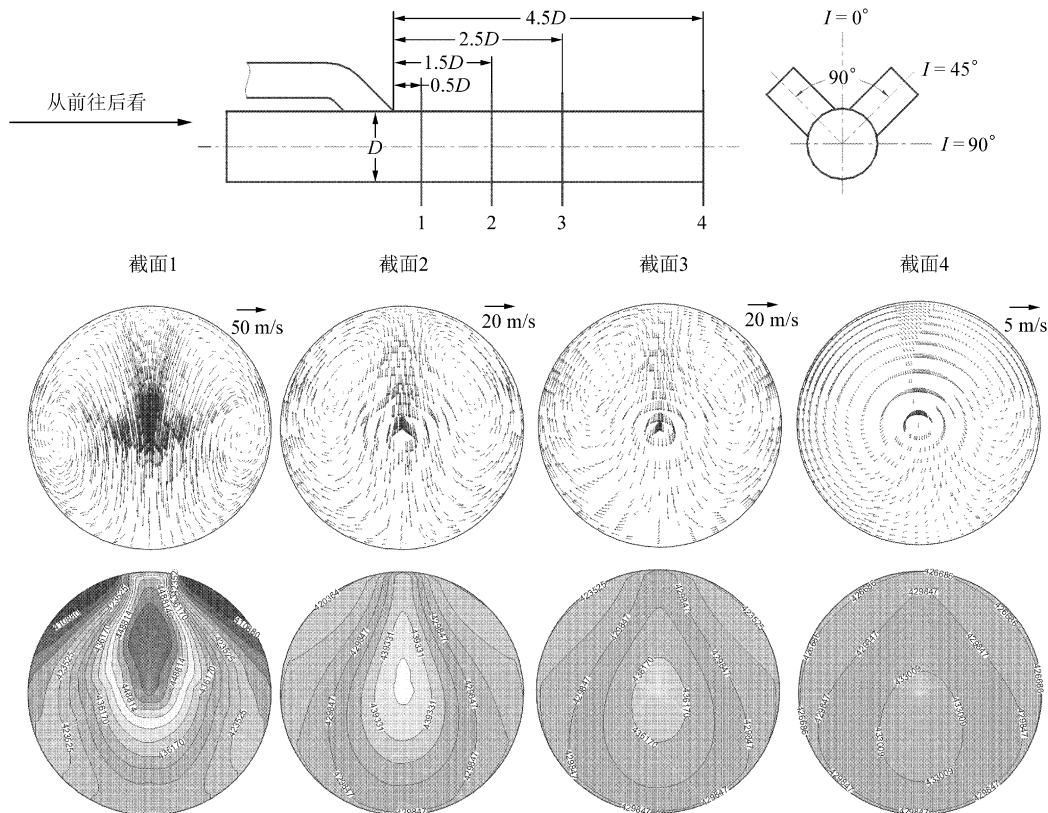


图 4 $Ma=3.0, \alpha=2^\circ$ 时混和段内不同截面速度矢量及总压分布图

Fig. 4 Velocity vector plots and total pressure contours in cross-sectional planes of mixing duct ($Ma=3.0, \alpha=2^\circ$)

$Ma=3.0$, 迎角 $\alpha=2^\circ$ 下数值仿真获得的气流在混和段内沿轴向不同横截面的速度矢量和总压分布图。当2股气流以 45° 导流方向呈 90° 夹角相对入射到混和段内时, 气流在对称面上相互碰撞, 由于存在一定的径向速度, 在冲击处气流向两侧流动。由图4的 $0.5D$ 截面处可明显的看到一对大小相同、强度一样、旋向相反的旋涡。随着气流向下游流动, 径向速度分量逐渐减小, 旋涡强度逐渐衰弱, 同时涡心慢慢往上移, 如图4中的 $1.5D$ 和 $2.5D$ 截面, 到了混和段的出口截面 $4.5D$ 的位置 (注意各参考速度的变化), 旋涡已经非常弱。根据所给出对应各截面的总压图谱分布也可以看出, 在开始的横截面由于初始气流碰撞使高压区集中在截面中间。沿着气流混和段下游, 旋涡除了将高压区向两侧分散掺混外, 同时随着旋涡涡心的上移, 高压区下移, 因此混和段出口截面总压分布较均匀。

图5给出了 $Ma=3.0$, $\alpha=2^\circ$ 下数值仿真获得的气流沿着掺混段轴向不同方位角截面下的流线分布图。由图可以看出, 2股气流碰撞掺混后, 大部分气流直接流向下流, 小部分气流在头部形成回流区并在 90° 截面上沿着壁面处流向下流与主流混为一体, 整个混和段形成了一种带回流区、不封闭的稳定流动。显然这对组织燃烧是有利的。

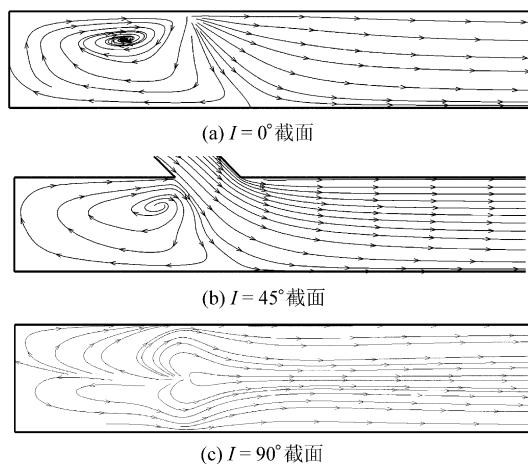


图5 $Ma=3.0$, $\alpha=2^\circ$ 时混和段内沿轴向不同方位角截面的流线分布图

Fig. 5 The streamline patterns in azimuthal planes of mixing duct

分析图4和图5还可以知道, 在混和段内通过2股气流的撞击以及横截面上二次流形成的旋涡将气流不断掺混, 是混和段内总压损失的主要原因。同时这种强化掺混带来的另一个结果是双下侧布局二元进气道整个混和段内气流

除了在射流区内不均匀外, 在 $1.5D$ 截面至掺混段出口截面 $4.5D$ 处慢慢趋向均匀, 这无疑也是所希望的。

3.2 不同马赫数下掺混气动特性

图6给出不同马赫数下掺混段出口截面与进气道出口截面总压恢复系数 (σ) 随来流马赫数 (Ma) 的变化曲线。图中纵坐标采用 $Ma=2.5$ 时进气道的出口计算结果进行归一化处理。可以看出, 数值仿真与风洞实验结果吻合很好。由图可见, 随着来流 Ma 的提高, 进气道和掺混段出口截面的总压恢复系数均呈现下降趋势。这是由于进气道以及上游的流动损失增大造成的。

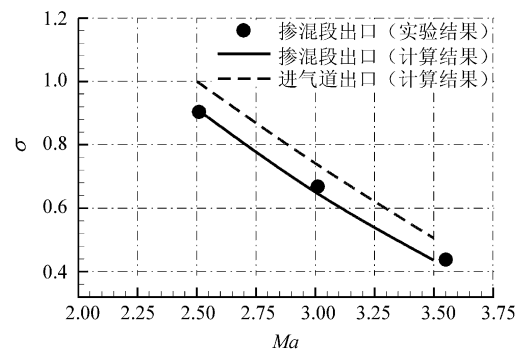


图6 掺混段出口截面与进气道出口截面总压恢复系数随来流马赫数变化曲线

Fig. 6 The total pressure recovery coefficients at different sections versus flight Mach number

根据图7给出的掺混段内的总压损失随来流马赫数的变化曲线可以发现, 随着来流马赫数的增大, 整个掺混段损失是增大的。为了方便分析, 将整个掺混通道的总压损失分为从进气道出口至导流段出口之前的损失 (简称导流段损失) 和气流在混和段内的损失 (简称混和段损失) 两部分。由图7可以看出导流段损失随来流马赫数的提高

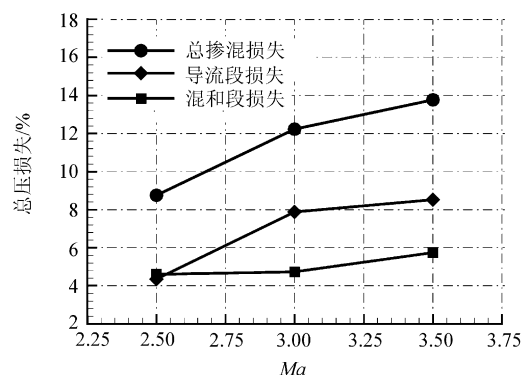


图7 总压损失随来流马赫数变化曲线

Fig. 7 The loss of total pressure versus flight Mach number

而明显增大。这是因为随着来流马赫数的提高,对于定几何进气道来说其按最低飞行马赫数确定的喉道面积就越加显得过大,喉道马赫数提高,使喉道后激波串长度变长,从而导致进气道出口马赫数提高,所以气流在导流段的总压损失增大。

根据前面对整个混和段内的流场特性分析可以知道,在掺混段内两股气流的撞击以及在横截面上二次流形成旋涡将气流不断掺混,是混和段损失的主要原因。由于随着来流马赫数的提高,进气道出口马赫数提高,进入混和段内的径向速度分量也随着提高,使混和段内的气流碰撞和旋涡强度增强,所以随着来流马赫数的提高气流在混和段内的损失是逐渐增大,如图7所示。

综合图7中导流段和混和段的气流损失曲线可知,整个掺混段损失随着来流马赫数的提高是增大的。

3.3 不同迎角下掺混气动特性

图8给出了 $Ma=3.0$,侧滑角 $\beta=0^\circ$ 时不同迎角下掺混段出口截面总压恢复系数变化曲线,可以看出数值仿真结果和风洞实验结果规律一致。同样纵坐标数值采用 8° 迎角下进气道的出口计算结果进行归一化处理。为了便于分析,图8还给出了进气道出口截面总压恢复系数随来流迎角变化的仿真曲线。可以看出,随着迎角的增加,掺混段出口截面和进气道出口截面的总压恢复系数逐渐增加。这是因为随着迎角的增加,弹身迎风面的附面层减薄,进入进气道的高品质气流增多,同时由于压缩面激波压缩增大,波后马赫数较低,使喉道附近的结尾激波系强度较弱,因此进气道的总压恢复系数提高,掺混段出口截面的总压恢复系数也随着提高。由于迎角增加,进气

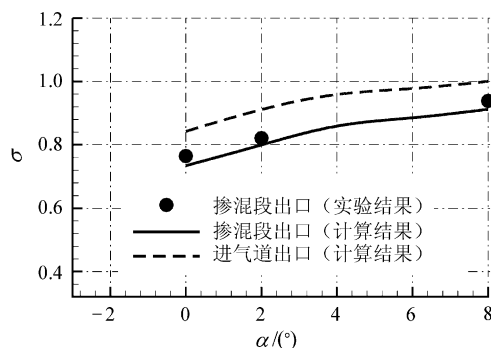


图8 $Ma=3.0, \beta=0^\circ$ 时掺混段出口截面和进气道出口截面总压恢复系数随迎角变化曲线

Fig. 8 The total pressure recovery coefficients at different sections versus the angle of attack ($Ma=3.0, \beta=0^\circ$)

道压缩面的强度增大,造成下游出口马赫数降低,从而导流段损失随之降低,如图9所示。而混和段损失随着迎角的增加变化很小。因此随着迎角的增大,整个掺混段损失逐渐降低。

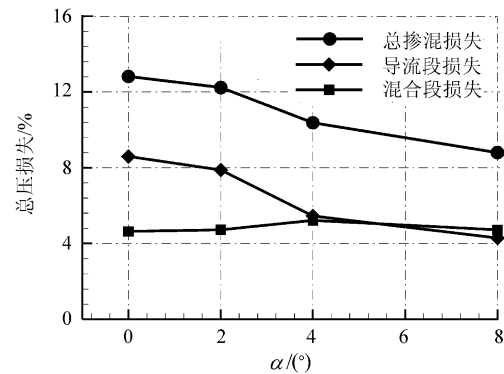


图9 $Ma=3.0, \beta=0^\circ$ 时总压损失随迎角变化曲线

Fig. 9 The loss of total pressure versus the angle of attack ($Ma=3.0, \beta=0^\circ$)

3.4 不同侧滑角下掺混气动特性

图10给出了 $Ma=3.0, \alpha=2^\circ$ 时 $\beta=0^\circ \sim 6^\circ$ 侧滑角下进气道与掺混段出口截面的总压恢复系数变化曲线。图中纵坐标数值采用 0° 侧滑角下进气道的出口计算结果进行归一化处理。随着侧滑角的增加,进气道和掺混段出口截面的总压恢复系数均呈现下降趋势。从掺混段出口截面的结果来看,数值仿真结果和风洞实验规律一致。由于进气道采用 90° 布局方式,并且进气道的压缩面在斜上侧,因此在 2° 迎角下的侧滑角变化对进气道性能的影响主要来自于压缩面上压缩角度的变化。本文根据压缩面情况将2个进气道分别定义为迎风侧或背风侧进气道。随着侧滑角的增加,背风侧进气道压缩面的压缩角度变小,波后马赫数较高,结尾激波损失增大,承受反压能力变弱,而迎风侧进气道正好相反,使得两个进气道的工作状态差距变大,所以两个进气道的总压恢复系数均下降且数值差距增大,从而影响到掺混段出口截面的总压恢复系数。图11给出了掺混损失随侧滑角的变化曲线。可以发现随着侧滑角的增加,导流段和混和段的总压损失都是逐渐增大,因此整个掺混段损失是增大的。之所以如此可以通过导流段和混和段内的流场变化对该现象进行分析。图12给出了不同侧滑角下2个进气道沿着 $I=\pm 45^\circ$ 截面的流线分布图,由于 0° 侧滑角时两股气流对称分布,因此仅给出了一个截面图。可以看出,在 6° 侧滑角时背风侧进气道截面上,气

流入射到混和段后的流线分布与 0° 侧滑角时相比,只是头部流线分布有明显差别。而迎风侧进气道由于处在超临界状态,结尾激波位于喉道后,因此出口马赫数较高,气流在导入混和段的下游出现了一个回流区。因此随着侧滑角的增大,迎风侧气流在导流段内的动量损失增大,导致导流段总压损失增大。

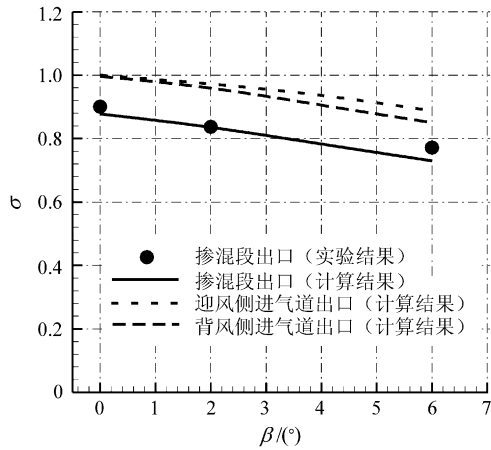


图 10 $Ma=3.0, \alpha=2^\circ$ 时掺混段出口截面和进气道出口截面总压恢复系数随侧滑角的变化曲线

Fig. 10 The total pressure recovery coefficients at different sections versus the angle of yaw ($Ma=3.0, \alpha=2^\circ$)

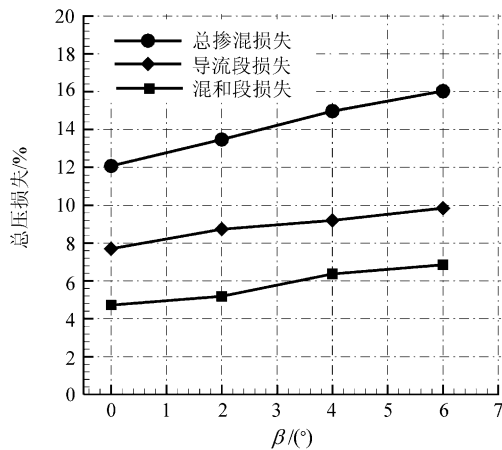


图 11 $Ma=3.0, \alpha=2^\circ$ 时总压损失随侧滑角的变化曲线

Fig. 11 The loss of total pressure versus the angle of yaw ($Ma=3.0, \alpha=2^\circ$)

由于 2 个进气道之间的速度差距使混和段内的流场变得复杂。图 13 给出了 6° 侧滑角时在混和段 $0.5D$ 横截面处的速度矢量和总压分布图,可以发现,截面上的 2 个旋涡强度不一样,迎风侧进气道入射到混和段内的对面的旋涡强度较大(对应截面上的右侧旋涡),并且由 0° 侧滑角时其对应截面(图 4)的旋涡对称分布变为不对称。由于迎风侧气流的总压较高,加上受右侧强的大旋

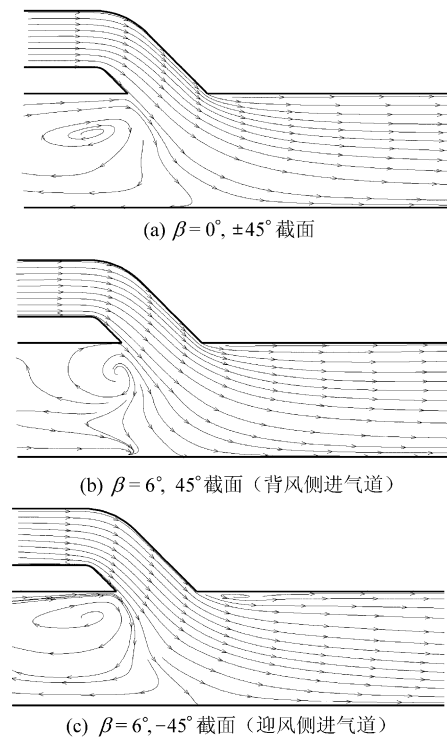


图 12 $Ma=3.0, \alpha=2^\circ$ 时不同侧滑角下沿 $I = \pm 45^\circ$ 截面流线分布图

Fig. 12 The streamline patterns in $\pm 45^\circ$ azimuthal planes of mixing duct at the different angles of yaw ($Ma=3.0, \alpha=2^\circ$)

涡的影响,使 $0.5D$ 截面上的总压分布不对称,高总压偏向截面的左侧,如图 13 所示。另外从截面的矢量图可以看到,由于对涡强度大小不同,整个横截面上出现了一个逆时针方向旋转的掺混趋势,而且随着侧滑角的增大,趋势越强。因此气流在混和段内由于出现不对称的、强度不同的旋涡结构,使掺混段内总压损失增大。由于气流导流段和混和段内的总压损失均随着侧滑角的增大而增大,因此整个掺混段损失也随之增大。在燃烧组织时应考虑侧滑角的影响,因为在大的侧滑角下除了掺混损失增大外,迎风侧进气道出口速度过大也易导致火焰组织困难。

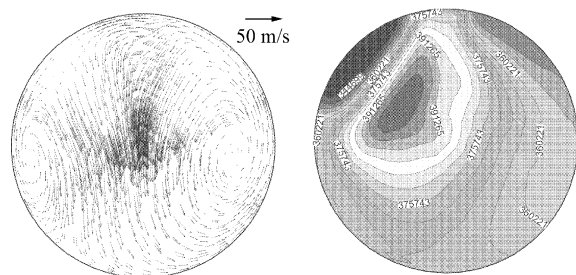


图 13 $Ma=3.0, \alpha=2^\circ, \beta=6^\circ$ 时 $0.5D$ 横截面速度矢量和总压分布图

Fig. 13 Velocity vector plot and total pressure contours in $0.5D$ cross-sectional plane of mixing duct ($Ma=3.0, \alpha=2^\circ, \beta=6^\circ$)

3.5 不同气流导流角下掺混气动特性

图 14 给出了在设计状态下,气流导流角 θ 从 $30^\circ \sim 90^\circ$ 变化时,进气道出口截面和掺混段出口截面总压恢复系数变化曲线。图中纵坐标数值采用 30° 导流角下进气道出口的计算结果进行归一化处理。可以看出,气流导流角的增加对进气道的总压恢复系数几乎无影响,但是掺混段出口截面的总压恢复系数却近呈线性下降。图 15 给出了不同气流导流角下掺混损失的变化曲线。可以看出随着气流导流角的增加,掺混损失呈线性增加,当气流为 90° 导流角时损失达到了 18.3%。根据图 15 给出的气流导流段和混和段的总压损失随导流角的变化曲线可以发现,本研究在导流段无气流分离的情况下,随着导流角的增加,导流段损失基本保持在 7.3% 左右,而混和段损失却是直线增大。这可能是因为随着导流角的增加虽然气流拐弯损失加大,但摩擦损失却由于通道变短而减小,在小的气流导流角下规律正好相反,二者综合使导流段损失基本保持不变。而对于混和段损失呈线性增大可根据导流角的变化时气流在混和段内不同的流场分布进行分析。图 16 给出了设计状态下不同气流导流角下沿着轴向 45° 截面的流线分布图,由于 2 个进气道具有对称性,因此图中仅给出一个截面。由流线图可以看出,随着气流导流角的增加,气流射流入射的深度增加,在进气道入射到混和段后的下游出现了一个轴向回流区,且随导流角的增大回流区区域逐渐增大,混和段头部的回流也增多。同时由于气流导流角度的增加,轴向速度分量减小,径向速度分量增大,导致混和段横截面上对涡强度增大,掺混增强,且旋涡涡心上移,如图 17 所示。根据图 17 给出的总压分布图谱可以看出,由于径向速度分量的增大,总压分布由 30° 导流角时高总压区较均匀的分布在横截面中心下移到 90° 入射角时高低总压区分别占据上下半个截面。因此随着气流导流角的增大,径向速度分量增大,在横截面上的对涡和轴向上的旋涡都增强。在强的旋涡作用下,气流在混和段出口截面具有较均匀的总压分布,但掺混损失增加,所以随着导流角的增加,混和段损失是增加。

图 18 给出了不同气流导流角下进气道和掺混段出口截面反压比变化曲线。可以发现,随着导流角的增大,进气道承受反压能力并未受到影响,而掺混段出口截面的反压比呈线性下降。这是因为随着气流导流角的增加,导流段后气流的

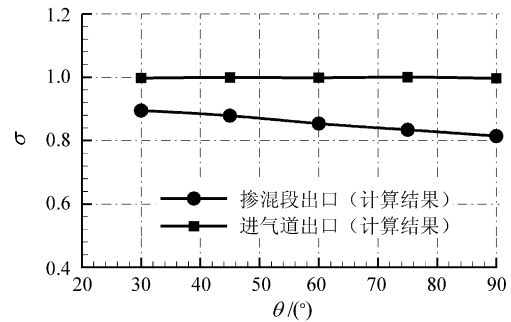


图 14 $Ma=3.0, \alpha=2^\circ, \beta=0^\circ$ 时不同气流导流角下进气道和掺混段出口截面总压恢复系数变化曲线

Fig. 14 The total pressure recovery coefficients at different sections versus the dump angle ($Ma=3.0, \alpha=2^\circ, \beta=0^\circ$)

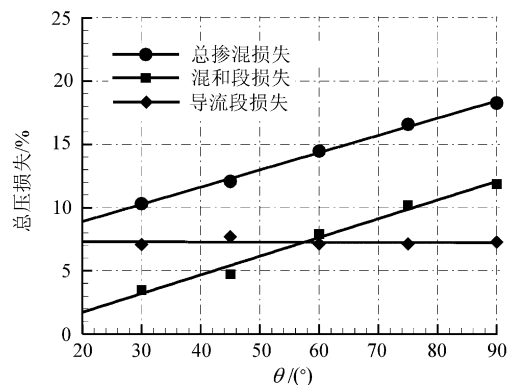


图 15 $Ma=3.0, \alpha=2^\circ, \beta=0^\circ$ 时不同气流导流角下掺混损失变化曲线

Fig. 15 The loss of total pressure versus the dump angle ($Ma=3.0, \alpha=2^\circ, \beta=0^\circ$)

径向速度分量增大,而轴向速度分量减小,使气流进入混和段后沿着轴向流动的动量减小,因此为了使气流能沿着下游流动只有通过降低出口截面的压力,利用压差驱动气流流动。将图 18 中掺混段出口截面反压与进气道出口截面反压相比较可以发现,随着气流导流角的增加,进气道出口至掺混出口截面的逆压力梯度减小,到 60° 入射角后,进气道出口到掺混出口截面形成了正压力梯度,且随着导流角的增大,正压力梯度增大。该现象对于燃烧室进行燃烧组织时加入燃料量的多少具有指导意义,虽然导流角变化对进气道承受反压能力没有影响,但是如果混和段内承受的反压较低,比如在 90° 入射角时,加入的燃料应该比小的气流导流角时少,否则易导致进气道由于反压过高而不启动。

由前面的分析可知,导流角的增加,径向速度分量增大,气流掺混强度加强,导致掺混过程中的总压损失增加及混和段内承受反压能力下降,但掺混的加强对燃烧效率是有利的,因此在燃烧室设计中确定气流入射角度时,应该综合考虑掺混损失、混和段内承受反压能力和燃烧效率的相互影响。

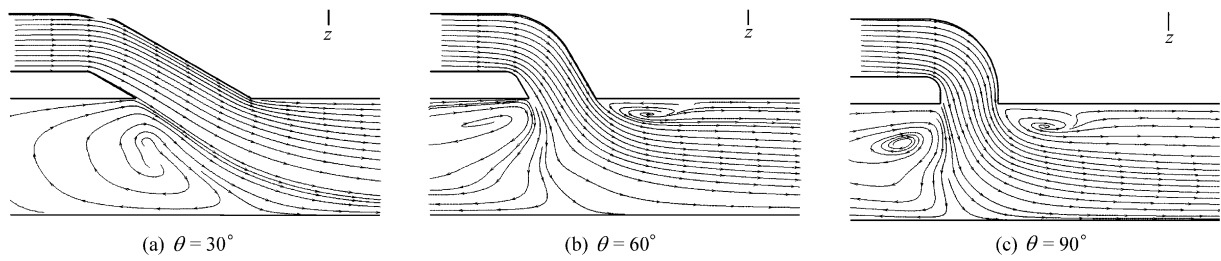


图 16 $Ma=3.0, \alpha=2^\circ, \beta=0^\circ$ 下不同气流导流角沿 $I=\pm 45^\circ$ 截面的流线分布图

Fig. 16 The streamline patterns in $\pm 45^\circ$ azimuthal planes of mixing duct at the different dump angles ($Ma=3.0, \alpha=2^\circ, \beta=0^\circ$)

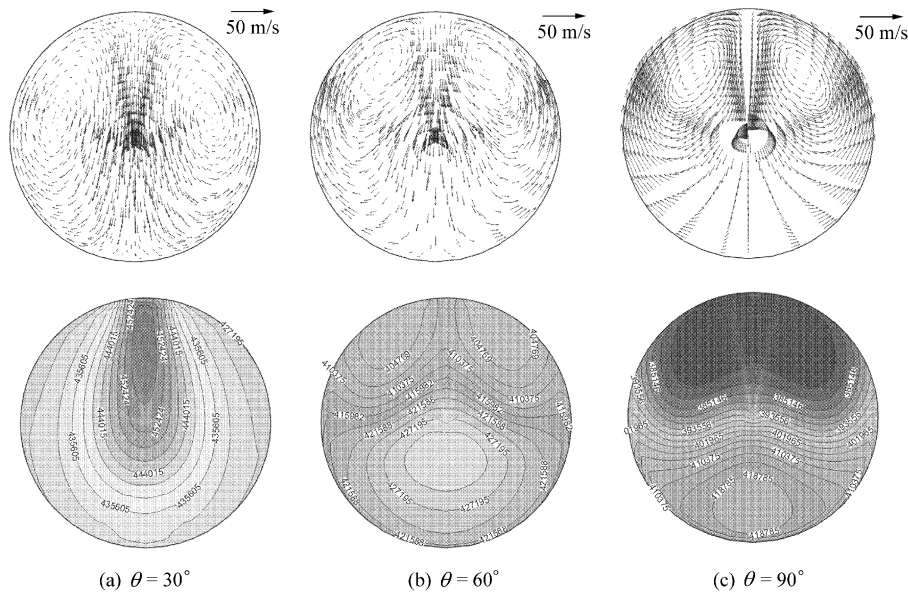


图 17 $Ma=3.0, \alpha=2^\circ, \beta=0^\circ$ 下不同导流角的 1D 横截面速度矢量和总压分布图

Fig. 17 Velocity vector plot and total pressure contours in 1D cross-sectional planes of mixing duct at the different dump angles ($Ma=3.0, \alpha=2^\circ, \beta=0^\circ$)

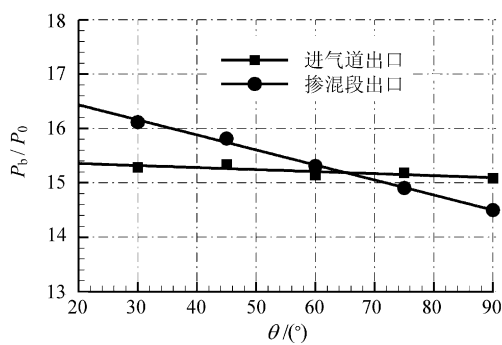


图 18 $Ma=3.0, \alpha=2^\circ, \beta=0^\circ$ 时不同气流导流角下进气道出口截面和掺混段出口截面反压比变化曲线

Fig. 18 The backpressure ratio versus the dump angle ($Ma=3.0, \alpha=2^\circ, \beta=0^\circ$)

4 结论

根据上面的分析与讨论,可以得到以下结论:

(1) 在混和段内气流是通过两股气流的撞击以及横截面上二次流形成的旋涡不断掺混的,是

混和段气流损失的主要原因。采用二元进气道的双下侧布局在整个混和段内气流除了在射流区内不均匀外,在 $1.5D$ 截面至掺混段出口截面 $4.5D$ 处慢慢趋向均匀。

(2) 当来流马赫数变化为 $Ma=2.5 \sim 3.5$ 时,进气道和掺混段出口截面的总压恢复系数均是下降的。由于气流导流段损失和混和段损失均增大,因此在研究范围内,整个掺混段损失从 8.8% 增大到 13.8% 。

(3) 在 $Ma=3.0, \beta=0^\circ$ 下 $\alpha=0^\circ \sim 8^\circ$ 范围内,进气道和掺混段出口截面的总压恢复系数逐渐上升。在研究范围内,导流段损失随着迎角的增大而降低,混和段损失变化不大,整个掺混段损失从 12.8% 降到 8.8% 。

(4) 在 $Ma=3.0, \alpha=2^\circ$ 下 $\beta=0^\circ \sim 6^\circ$ 范围内,进气道和掺混段出口截面的总压恢复系数逐渐降低。在研究范围内,随着侧滑角的增大,导流段损失为 $7.7\% \sim 9.8\%$,混和段损失为 $4.7\% \sim$

6.8%,因此整个掺混段损失逐渐增大。

(5) 随着气流导流角 $\theta=30^\circ\sim 90^\circ$ 的增加,进气道的总压恢复系数几乎未受影响,导流段总压损失也基本保持不变,而混和段损失从 $\theta=30^\circ$ 时的 3.4% 增大到 $\theta=90^\circ$ 时的 10.9%。因此整个掺混段损失近呈线性增加,变化范围为 10.3%~18.3%。随着导流角的增加,同时掺混段出口截面承受反压能力降低。

参 考 文 献

- [1] Brophy C M, Hawk C W. Mixing and combustion studies of four-inlet side dump combustors[R]. AIAA 96-2765, 1996.
- [2] Jiang T L, Shen C H. Effects of fuel-injection parameters in a side-dump ramjet combustor[R]. AIAA 98-3214, 1998.
- [3] Vanka S P, Stull F D, Craig R R. Analytical characterization of flow fields in side inlet dump combustors[R]. AIAA 83-1399, 1983.
- [4] Chen L, Tao C C. Study on the side-inlet dump combustors of solid ducted rocket with reacting flow[R]. AIAA 84-1378, 1984.
- [5] Vanka S P, Craig R R, Stull F D. Mixing, chemical reaction and flow field development in ducted rockets[R]. AIAA 85-1271, 1985.
- [6] Stull F D, Craig R R, Streby G D, et al. Investigation of a dual inlet side dump combustor using liquid fuel injection[R]. AIAA 83-0420, 1983.
- [7] Yen R H, Ko T H. Effects of side-inlet angle in a three dimensional side-dump combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(5): 686-693.
- [8] Eriksson L E, Johansson U, Borg R. CFD analysis and testing on a twin inlet ramjet[R]. AIAA 93-1839, 1993.
- [9] Raja G, Subhash B S, Babu V. Numerical investigation on effect of inlet dump angle on ramjet combustor performance[R]. AIAA 2004-3876, 2004.
- [10] 马智博,张振鹏,蔡选义,等. 火箭冲压发动机掺混流场数值方法研究[J]. 推进技术, 1998, 19(4): 32-35.
Ma Zhibo, Zhang Zhenpeng, Cai Xuanyi, et al. Numerical study of mixing flows in a ducted rocket combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(4): 32-35. (in Chinese)
- [11] 胡建新,夏智勋,王志吉,等. 非壅塞固体火箭冲压发动机补燃室内流场数值模拟研究[J]. 固体火箭技术, 2002, 25(3): 12-16.
Hu Jianxin, Xia Zhixun, Wang Zhiji, et al. Numerical computation of after burner flow in unchoked solid rocket ramjet[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2002, 25(3): 12-16. (in Chinese)
- [12] 高岭松,何国强,刘佩进,等. 固体火箭冲压发动机补燃室掺混与燃烧流场数值模拟[J]. 固体火箭技术, 2005, 28(3): 165-168.
Gao Lingsong, He Guoqiang, Liu Peijin, et al. Numerical simulation of mixing and combustion flow-field in after-burning chamber for solid rocket ramjet[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2005, 28(3): 165-168. (in Chinese)
- [13] 谢旅荣,郭荣伟. 定几何混压式轴对称超声速进气道气动特性数值仿真和实验验证[J]. 航空学报, 2007, 28(1): 78-83.
Xie Lurong, Guo Rongwei. Numerical simulation and experimental validation of flow in mixed-compression axisymmetric supersonic inlet with fixed-geometry[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(1): 78-83 (in Chinese)
- [14] 万大为,郭荣伟. 定几何二元倒置“X”型混压式超音速进气道实验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2007, 39(3): 277-281.
Wan Dawei, Guo Rongwei. Experiment on fixed-geometry two-dimensional mixed-compression supersonic inlet with sweepforward high-light and “X”-type missile configuration [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 39(3): 277-281. (in Chinese)
- [15] 白鹏,朱守梅,孟宇鹏,等. 冲压发动机进气道掺混段与弹体内外流场一体化数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2005, 23(1): 5-9.
Bai Peng, Zhu Shoumei, Meng Yupeng, et al. The integrated computational simulation of the inner and outer flow field above the athodyd inlet/firebox and missile body [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2005, 23(1): 5-9. (in Chinese)

作者简介:

谢旅荣(1977—) 女,博士研究生。主要研究方向:内流动力学的数值仿真和实验研究。

Tel:025-84892206-2415

E-mail:xielvrong@nuaa.edu.cn

(责任编辑:刘振国)