

文章编号: 1000-8055(2010)09-1956-08

燃烧室头部两侧进气掺混气动特性

靖建朋^{1,2}, 郭荣伟¹

- (1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;
2. 中国人民解放军 驻西安飞机工业公司军事代表室, 西安 710089)

摘 要: 对一种燃烧室头部两侧进气掺混段的气动特性开展了数值仿真及试验验证, 得到了掺混段在不同反压、来流马赫数、攻角及侧滑角下的性能参数和流场特征. 结果表明, 掺混段头部存在的横向旋涡是燃烧室火焰稳定和燃烧组织的关键, 有攻角或侧滑角的情况下, 掺混段的总压恢复有所下降, 因此组织燃烧时应进行相应调节, 以防止进气道进入不稳定工作状态. 试验验证结果表明, 仿真与试验的曲线规律一致, 仿真研究结果可作为燃烧室设计和燃烧组织的依据.

关 键 词: 燃烧室; 两侧进气; 掺混特性; 总压恢复系数; 数值仿真

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Investigation on the mixing characteristics of combustion chamber with bilateral inlet at head

JING Jian peng^{1,2}, GUO Rong wei¹

- (1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Military Representative Office of Chinese People's Liberation Army Residing in
Xi'an Aircraft Company, Xi'an 710089, China)

Abstract: Numerical simulation and experimental verification of the mixing characteristics of combustion chamber with bilateral inlet at head were conducted in this study, the performance parameters and flow field characteristics of the mixing duct were obtained. The results show that the bilateral vortices at the head of the mixing duct is the key to ignition and flame stabilization, the total pressure recovery of the mixing duct decreases slightly under attack or yaw angle, so the combustion chamber shall allow to adjust the fuel quantity to avoid unstable working state of the inlet. It can be seen in the paper that the numerical results are consistent with the experimental results, indicating that the numerical simulation is feasible and can be used as a reference to the combustion chamber design and combustion organization.

Key words: combustion chamber; bilateral inlet; mixing characteristics;
total pressure recovery coefficient; numerical simulation

冲压发动机作为超声速导弹和空天飞行器的重要组成部分, 受到了世界各军事强国的一致关注. 其中, 整体式固体火箭冲压发动机由于具有比

冲高、质量轻、体积小、结构紧凑和工作可靠的优点, 因此成为新一代超声速导弹推进系统的首选. 燃烧室掺混段是多模块进气道固体火箭冲压发动

机的重要组成部分。在发动机工作时,燃气发生器点火,贫氧推进剂开始燃烧,富燃料燃气喷入掺混段,与冲压空气进行掺混,从而进一步燃烧释放能量,通过喷管后动量增加产生推力。因此,如何使得掺混段高效率、稳定的工作是冲压发动机研究的关键技术之一。随着冲压发动机技术的发展,对掺混段的设计要求日益苛刻,而由于加工和试验费用十分昂贵,因此采用数值仿真技术对掺混段进行数值模拟再通过试验手段对仿真结果进行验证的方法已成为当今掺混段气动特性研究的主要手段。在国外,上个世纪70年代开始对掺混段流场特性进行研究。后来,由Edeman等人提出了模化的方法^[1]。此方法将流动分为回流区、中心区、强梯度区和黏性主流区,各个区域根据特定的模型分开计算然后在相邻边界上进行耦合。该方法虽然考虑了参数的多维分布,但很难对整个流场进行统一计算,而且在相邻边界上的耦合处理不能保证其参数传递的准确性。因此,1983年,Vanka等人用SIMPLE(semi implicit method for pressure linked equation)法求解了三维流动的控制方程,使得掺混段中的旋涡及回流区在水流试验中得以再现^[2]。此外,国外还针对一些特殊布局形式的多模块冲压发动机用进气道的掺混特性进行了研究^[3-8]。在国内,随着对冲压发动机研究的不断深入,也开展了许多针对相应冲压发动机掺混段气动特性的研究工作^[9-11]。北京空气动力研究所的白鹏博士对“X”型布局冲压发动机进气道掺混段与弹体内外流场进行了一体化数值仿真研究^[10],结果表明经过进气道的气流进入掺混段后,在轴线部分混合后呈“十”字型流出掺混段。南京航空航天大学的谢旅荣博士对双下侧布局形式的弹体、进气道、导流段和混合段等开展了一体化仿真及试验研究^[11]。结果表明,混合段内气流相撞及横截面上二次流形成的旋涡是造成掺混段总压损失的主要原因。然而,国内外关于燃烧室掺混特性的研究大多为数值计算,且集中在侧面进气的掺混段及其燃烧效率上,而针对燃烧室头部两侧进气掺混段气动特性的研究文献较少,因此,开展对该类掺混段气动特性的研究工作是十分必要的。

本文采用数值仿真与试验验证相结合的方法对一种燃烧室头部两侧进气的掺混段开展了研究,获得了该类掺混段在不同来流马赫数、攻角及侧滑角下的性能参数和流场特征,以期对燃烧室设计及燃烧组织提供参考。

1 数值仿真

1.1 物理模型

本文所研究的头部两侧进气掺混段的物理模型如图1所示,图中左侧为模型绕弹体轴线旋转90°后的纵剖面示意图。本研究进气道采用了两侧水平布局的双模块进气道,压缩形式采用了定几何混压式,进气道的设计马赫数为 $Ma=3.5$,起动马赫数为 $Ma=2.5$,最高工作马赫数为 $Ma=4.0$,进气道进口距弹体尖点约为 $3.5D$ (D 为弹体直径),进气道长度约为 $4D$ 。本研究掺混段由转弯段和混合段两部分组成。其中,转弯段进口为进气道的出口,转弯段进口面在垂直于弹身轴线方向上的投影扇面所对圆心角为 120° ,其上壁面半径为 $0.66D$,转弯段中心线及面积变化规律均采用了前缓后急的S弯变化规律进行控制^[12],进出口面积扩张比约为1.3;混合段头部采用半椭球形,后部选用了圆柱形腔体,头部半椭球的长轴为 $0.9D$,短轴为 $0.5D$,后部圆柱形腔体的直径为 $0.9D$ 。流经进气道的气流经转弯段后以 30° 的入射角进入混合段进行掺混。

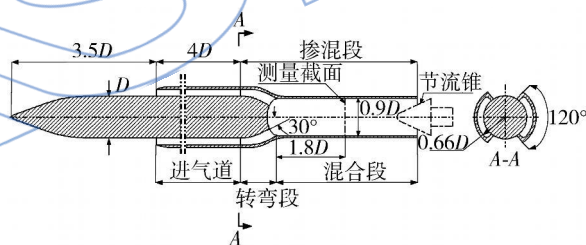


图1 进气道及掺混段示意图

Fig. 1 Sketch of inlet and mixing duct

1.2 计算方法

本文仿真研究采用有限体积法求解雷诺平均后的三维Navier-Stokes(N-S)方程,湍流模型选用的是由Launder和Spalding提出的两方程模型——标准 $k-\epsilon$ 模型,对流动方程及 k, ϵ 方程的离散均采用二阶迎风格式。由于标准 $k-\epsilon$ 湍流模型和模型常数只适用于离开壁面一定距离的湍流区域,在此区域内分子黏性相对于湍流黏性可以忽略不计,而对于与壁面贴近的黏性边界层来说,由于必须考虑分子黏性,该湍流模型是不适用,因此本文在壁面处采用了标准壁面函数对 $k-\epsilon$ 进行修正。

数值计算的收敛准则为:连续方程、动量方程、能量方程及 k, ϵ 方程的残差下降5个数量级

且混合段出口截面的流量稳定.

1.3 边界设置、计算域及网格生成

计算中所用到的边界条件类型有: 压力远场边界, 压力出口边界、无滑移绝热固壁与对称边界条件等. 由于本研究对象的流场具有对称性, 在无攻角及侧滑角的情况下, 为减少计算量, 选取整个流动域的 1/4 作为计算域, 在有攻角或侧滑角的情况下, 选取 1/2 流动域作为计算域. 为了研究掺混段气动特性随反压的变化情况, 计算需在混合段出口给定不同压力. 为便于给定压力边界条件, 本文将混合段出口向后延伸了 6 倍混合段直径的长度. 入口以弹体为中心向外延伸 1 倍弹体直径的计算域, 在计算域的外边界根据不同的飞行状态施加压力远场边界条件.

计算网格生成主要采用了以六面体为主的网格划分, 将整个计算域分成若干子域, 然后对接形成一个整体, 此外, 采用了局部加密的方法以满足黏性及激波捕捉的需求, 整个掺混段表面的计算网格如图 2 所示.

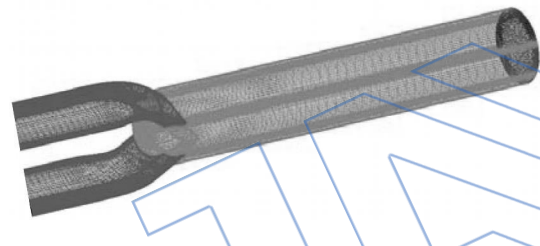


图 2 掺混段表面计算网格

Fig. 2 Surface grid of the mixing duct

2 试验模型与设备

试验是在中国航天科技集团公司中国航空气动力技术研究院的 FD-06 高速风洞中进行的. FD-06 风洞为半回流暂冲式亚、跨、超声速风洞. 马赫数范围为 0.4~4.5, 试验段横截面积为 0.6 m×0.6 m, 试验段长为 1.575 m. 风洞使用弯刀支撑机构固定试验模型, 使用垫块来调整偏航角, 配有一套常规的攻角机构, 攻角范围为 -15°~15°, -10°~20°或 0°~30°. 风洞使用 8400 电子扫描阀进行测压, 可以同时测量模型上的 128 个测压点, 最大采样速度 50 kHz, 量程为 0~0.2 MPa, 压力扫描器精度为 ±0.05% F.S, 压力校准精度可达 ±0.01% F.S.

本试验在掺混段出口设置了节流锥, 采用调整节流锥位置的方法来模拟燃烧室内的反压变化, 此外, 在距混合段进口 1.8d 的位置布置了

“米”字形总压测量耙, 8 个总压测量耙均匀分布在测量截面上, 每根耙上按等环面积法布置有 5 根总压探针, 加上中心处 1 根总压探针, 共计 41 根总压探针, 在测量截面四周的壁面上均匀布置了 8 个静压测量孔, 以获得测量截面的静压数值, 计算截面的性能参数. 总压测量耙的最大堵塞度为 3.4%. 节流锥及测量截面具体位置参见图 1.

本试验的马赫数调节范围为 2.5~4.0, 攻角调节范围为 0°~8°, 偏航角调节范围为 0°~5°. 模型安装在风洞试验段的堵塞比约为 4.3%.

3 结果与分析

通过数值仿真研究及试验验证, 获得了掺混段在不同工作状态下的流场特性及其性能参数随来流马赫数、攻角、侧滑角的变化规律. 对所获结果进行分析和讨论如下.

3.1 掺混段设计状态下的流场特性

为了获得设计状态下 ($Ma=3.5, \alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$) 掺混段的流场特性, 本文选取了两个对称面进行流场分析, 即图 3(a) 所示的水平对称面和垂直对称面. 此外, 为了对混合段沿程的流场特性进行分析, 在轴向距转弯段与混合段内通道上壁面相贯点分别为 0.5d, 1d, 1.8d (试验中的测量截面)、3d, 4d 及 5d 的位置截取了 6 个截面, 各个截面的具体分布如图 3(b) 所示, 其中 d 为混合段直径.

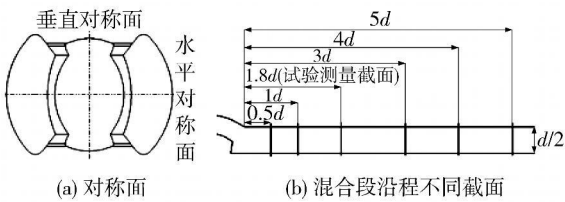


图 3 掺混段截面位置示意图

Fig. 3 Position of sections in the mixing duct

图 4 给出了 $Ma=3.5, \alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$ 时, 临界状态(即进气道的临界工作状态, 下文同)下掺混段对称面上的马赫数等值线图谱及流线图. 由图 4(a) 可知, 两侧转弯段气流以 30° 入射角进入混合段后, 受面积突扩的影响, 气流的逆压力梯度增加, 转弯段出口中央的气流由于速度较高抗逆压力梯度能力较强, 因此未出现回流, 直接向下游流去; 而转弯段两侧的气流由于速度较低, 抗逆压力梯度能力较弱而出现了回流, 受混合段头部型面的影响在混合段头部产生了由两侧向中间的压力

梯度, 在此压力梯度的影响下两侧回流气流大部分呈螺旋状向混合段头部中央聚集. 该过程中, 在混合段中央区域旋涡区边界的回流气流不断与主流进行能量交换, 在获得了主流的能量后随主流一起向下游流动. 因此在混合段头部形成了关于掺混段垂直对称面对称的两个不封闭旋涡区, 该旋涡区的马赫数较低, 这无疑有利于燃烧室的点火和火焰稳定. 由图 4(b) 可知, 混合段头部旋涡区的面积由混合段中央向两侧不断扩大. 随着气流向下游发展, 两股入射气流相互掺混使得混合段沿程的马赫数不断降低且高速区逐渐向掺混段中间靠近, 这对提高燃烧效率是有利的.

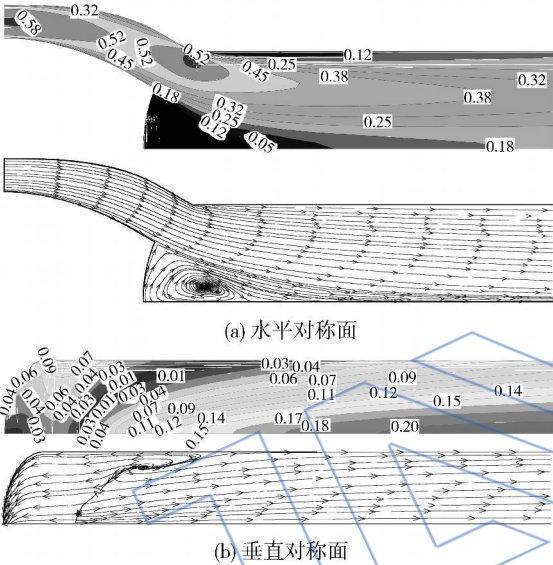


图 4 $Ma=3.5, \alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$ 临界状态时掺混段不同对称面马赫数等值线图谱及流线图

Fig. 4 Mach number contours and streamlines patterns of different sections in the mixing duct under critical state ($Ma=3.5, \alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$)

图 5 给出了 $Ma=3.5, \alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$ 时, 临界状态下混合段沿程截面的总压恢复系数随轴向距离的变化曲线. 图中纵坐标为各截面总压与 $0.5d$ 截面总压的比值. 由图可知, 随着气流向混合段下游发展, 在旋涡及二次流的掺混作用下, 临界状态时混合段截面的总压恢复系数不断下降, 在轴向距气流入射位置大于 $4d$ 以后, 混合段截面的总压恢复系数基本保持不变. 这说明在轴向距气流入射位置大于 $4d$ 以后的混合段气流分布已比较均匀.

图 6 给出了 $Ma=3.5, \alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$ 时, 临界状态下混合段轴向不同截面的马赫数分布图谱及

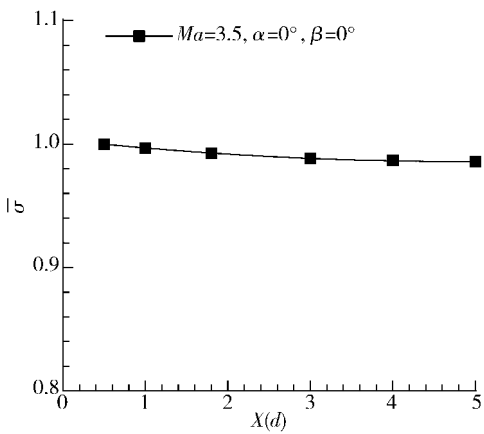


图 5 $Ma=3.5, \alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$ 时, 临界状态下混合段截面总压恢复系数随轴向距离的变化曲线

Fig. 5 Total pressure recovery coefficient of the mixing duct section versus axial distance under critical state($Ma=3.5, \alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$)

二次流速度矢量图. 由图可知, 在距离气流入射位置较近的混合段截面, 马赫数分布较不均匀, 高速区分布在截面的左右两侧, 而低速区则分布在截面的上下侧, 且截面上的二次流强度较大, 在截面的右上方存在一旋涡区. 随着混合段截面轴向距气流入射距离的增加, 截面上的速度梯度不断变小, 整个截面的速度分布更加均匀, 截面二次流的强度也不断下降, 截面右上方的旋涡区逐渐衰减. 在轴向距气流入口 $4d$ 的截面上, 整个截面的最高马赫数不超过 0.3 , 截面二次流强度大大降低, 整个截面气流均匀, 旋涡区则基本消失. 这与图 5 中曲线规律相吻合.

3.2 掺混段性能随来流马赫数的变化

图 7 给出了 $\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$ 时, 临界状态下进气道出口马赫数随来流马赫数的变化曲线. 由图可知, 在 $\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$ 时, 随着来流马赫数的增加, 进气道出口马赫数不断下降; 当来流马赫数大于 3.0 以后, 进气道出口马赫数下降速度减缓, 试验与仿真所得曲线变化规律一致. 在临界状态下进气道出口马赫数约为 0.4 , 这有利于燃烧室的掺混和组织燃烧.

当 $\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$ 时, 临界状态下掺混段总压恢复系数随来流马赫数的变化曲线如图 8 所示, 其中掺混段总压恢复系数定义为掺混段出口总压与进气道出口总压的比值. 由图可知, 试验与仿真所得结果趋势相同, 数值吻合较好. 本掺混段在设计状态($Ma=3.5, \alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$) 时其总压恢复系数为 0.947 , 研究马赫数范围内, 本掺混段的总压恢

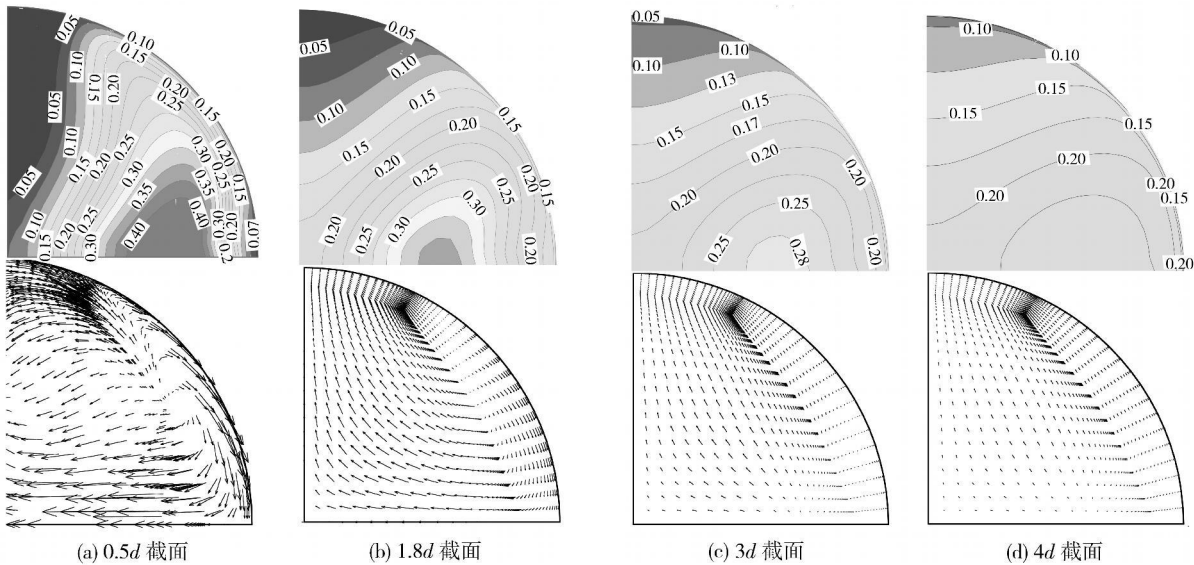


图 6 $Ma=3.5, \alpha=0, \beta=0$ 时, 临界状态下混合段轴向不同截面马赫数分布图谱及速度矢量图

Fig. 6 Mach number contours and velocity vector charts of different sections in the mixing duct under critical state ($Ma=3.5, \alpha=0, \beta=0$)

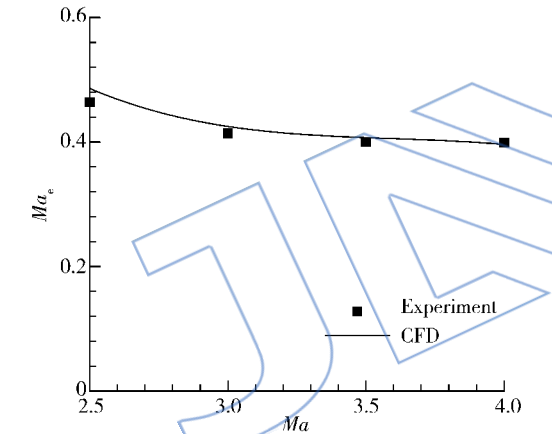


图 7 $\alpha=0, \beta=0$ 时, 临界状态下进气道出口马赫数随来流马赫数的变化曲线

Fig. 7 Mach number at the exit of inlet versus flight Mach number under critical state ($\alpha=0, \beta=0$)

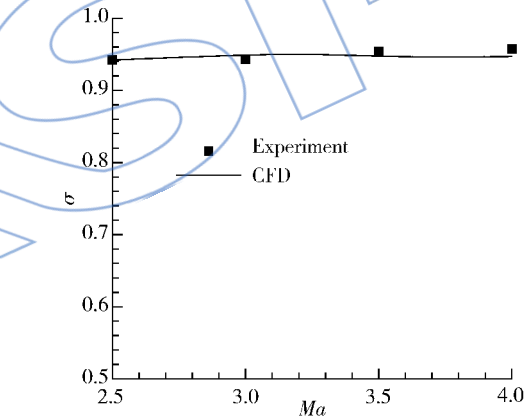


图 8 $\alpha=0, \beta=0$ 时, 临界状态下掺混段总压恢复系数随来流马赫数的变化曲线

Fig. 8 Total pressure recovery coefficient of the mixing duct versus flight Mach number under critical state ($\alpha=0, \beta=0$)

复不低于 0.942. 此外, $Ma=3.0$ 时本研究掺混段的总压恢复系数为 0.943, 而相同气流入射角下文献[11]中燃烧室双下侧中间进气掺混段在 $Ma=3.0$ 时的总压恢复系数约为 0.90, 这说明本研究燃烧室头部两侧进气掺混段总压损失较小. 随着来流马赫数的增加, 掺混段总压恢复系数先略微升高后基本保持不变. 这主要是因为, 在低马赫数下临界状态时进气道出口马赫数较高, 由此导致转弯段及混合段内气流摩擦损失及掺混损失较大; 在马赫数大于 3.0 以后, 随马赫数的增加, 临界状态下进气道出口马赫数下降缓慢, 因此使得

图中各段的总压恢复系数变化不大.

3.3 掺混段性能随攻角的变化

图 9 给出了 $Ma=3.5, \beta=0^\circ$ 时, 临界状态下进气道出口马赫数随攻角的变化曲线. 由图可知, 试验与仿真所得数据规律基本一致, 在来流马赫数不变的情况下, 随着攻角的增加, 进气道的出口马赫数不断增加, 这对燃烧室的燃烧组织是不利的.

图 10 给出了 $Ma=3.5, \beta=0^\circ$ 时, 临界状态下掺混段总压恢复系数随攻角的变化曲线. 由图可

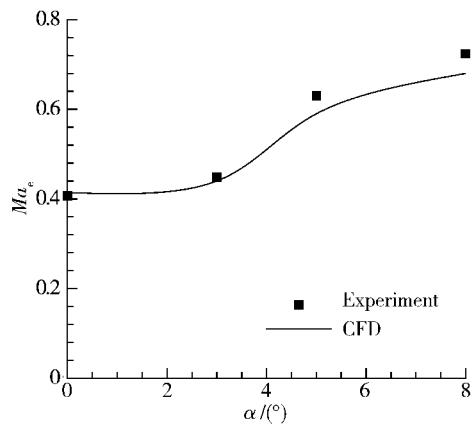


图 9 $Ma=3.5, \beta=0^\circ$ 时, 临界状态下进气道出口马赫数随攻角的变化曲线

Fig. 9 Mach number at the exit of inlet versus attack angle under critical state ($Ma=3.5, \beta=0^\circ$)

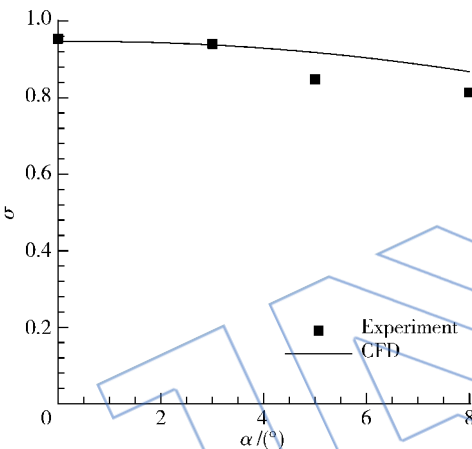


图 10 $Ma=3.5, \beta=0^\circ$ 时, 临界状态下掺混段总压恢复系数随攻角的变化曲线

Fig. 10 Total pressure recovery of the mixing duct versus attack angle under critical state ($Ma=3.5, \beta=0^\circ$)

知, 随着攻角的增加, 掺混段的总压恢复系数不断下降, 这主要是由于随着攻角的增加, 两侧进气道的出口马赫数不断增加所致 (参见图 9), 研究范围内, 总压恢复系数不低于 0.813. 因此随着攻角的增加, 燃烧室组织燃烧时应控制燃料的添加速度, 以使得燃料能在较高的马赫数下充分燃烧, 从而达到提高发动机的推力和降低耗油率的效果.

为了对掺混段气动特性随攻角的变化有进一步的了解, 图 11 给出了 $Ma=3.5, \beta=0^\circ$ 时, 不同攻角临界状态下两侧进气道出口及掺混段出口截面的马赫数分布图谱. 因为无侧滑角, 因此各截面马赫数均呈左右对称分布. 由图可知, 在 $\alpha=0^\circ$ 的情况下, 进气道及掺混段出口截面的马赫数均呈

上下对称分布, 进气道出口的高速区位于中央, 掺混段出口的高速区则对称分布在截面两侧. 随着攻角的增加, 进气道及掺混段出口截面的高速区均向上移动, 而低速区则逐渐汇聚到了出口截面下侧. 因此在燃烧室设计和燃烧组织时应参考掺混段出口截面的马赫数分布情况进行合理设计.

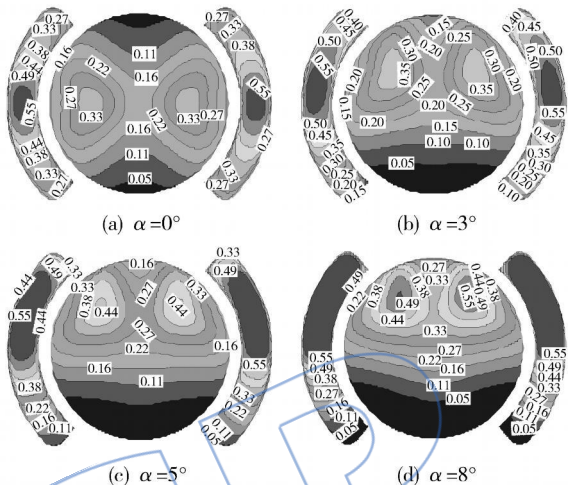


图 11 $Ma=3.5, \beta=0^\circ$ 时, 不同攻角临界状态下两侧进气道及掺混段出口截面马赫数分布图谱

Fig. 11 Mach number contours at exits of inlet and mixing duct under the critical state at different attack angles ($Ma=3.5, \beta=0^\circ$)

3.4 掺混段性能随侧滑角变化

图 12 给出了 $Ma=3.5, \alpha=0^\circ$ 时, 临界状态下两侧进气道出口马赫数随侧滑角的变化曲线. 由图可知, 随着侧滑角的增加, 迎风侧进气道出口马赫数不断上升, 背风侧进气道出口马赫数先基本不变后略有上升, 仿真与试验规律基本一致.

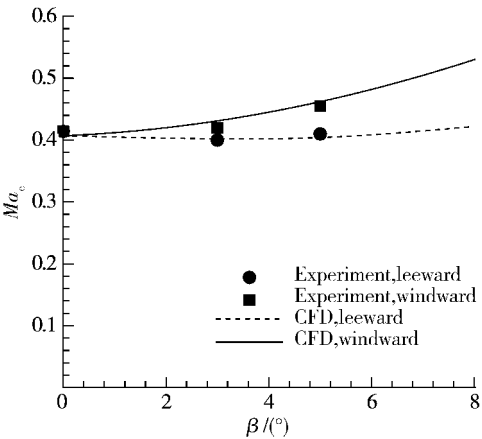


图 12 $Ma=3.5, \alpha=0^\circ$ 时, 临界状态下进气道出口马赫数随攻角的变化曲线

Fig. 12 Mach number at the exit of inlet versus yaw angle under critical state ($Ma=3.5, \alpha=0^\circ$)

图 13 给出了 $Ma=3.5$, $\alpha=0^\circ$ 时, 临界状态下掺混段总压恢复系数随侧滑角的变化曲线. 图中在计算掺混段的总压恢复系数时, 利用两侧的进气道出口截面按流量平均得到的总压恢复系数作为除数. 由图可知, 随着侧滑角的增加, 掺混段总压恢复系数不断降低, 研究范围内由 0.954 降低到了 0.922. 这主要是因为随着侧滑角的增加, 临界状态下两侧进气道的结尾激波位置有较大差别, 其中迎风侧进气道处于超临界状态, 随侧滑角的增加, 当背风侧进气道处于临界状态时迎风侧进气道的超临界程度加剧, 这就造成了两侧进气道出口马赫数的差值变大, 从而加大了掺混段气流的掺混损失.

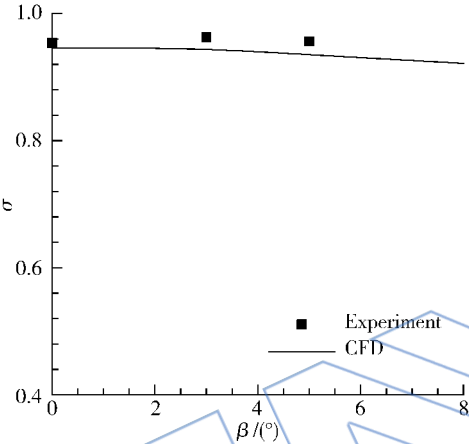


图 13 $Ma=3.5$, $\alpha=0^\circ$ 时, 临界状态下掺混段总压恢复系数随侧滑角的变化曲线

Fig. 13 Total pressure recovery coefficient of the mixing duct versus yaw angle under critical state ($Ma=3.5$, $\alpha=0^\circ$)

图 14 给出了 $Ma=3.5$, $\alpha=0^\circ$ 时, 不同侧滑角下临界状态时掺混段水平对称面马赫数分布与平均流线图谱. 由图可知, 在有侧滑角的情况下, 掺混段马赫数分布不再对称, 其中迎风侧由于转弯段入射气流马赫数较高, 造成其进入混合段后入射区域较大, 这将给燃烧室燃烧组织带来困难, 因此燃烧室设计及燃烧组织时应加以考虑. 由流线图可知, 有侧滑角时, 由于背风侧速度低, 抗逆压力梯度能力较弱, 所以掺混水平对称面上背风侧的旋涡区较大, 在压力梯度的影响下背风侧旋涡区的一部分气流流向了迎风侧, 与迎风侧旋涡区气流一起在和迎风侧主流相互掺混后随主流向下游流动; 随着侧滑角的增加, 背风侧气流的旋涡区不断变大, 背风侧气流流向迎风侧的现象更加明显, 这使得迎风侧与背风侧气流掺混损失增加, 是

造成掺混段总压恢复不断降低的主要原因, 然而这种掺混作用对降低迎风侧气流的速度、减小掺混段截面马赫数分布的不均匀度是有利的.

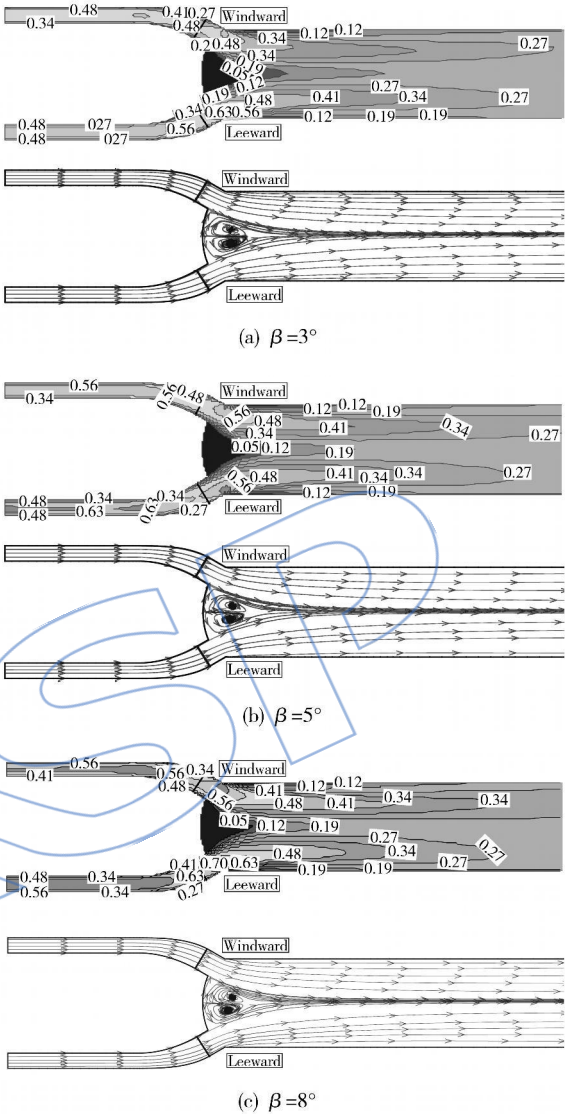


图 14 $Ma=3.5$, $\alpha=0^\circ$ 时, 不同侧滑角临界状态下掺混段水平对称面马赫数分布图谱及流线图

Fig. 14 Mach number contours and streamlines patterns of horizontal symmetry plane in the mixing duct under critical state of different yaw angles ($Ma=3.5$, $\alpha=0^\circ$)

4 结 论

通过以上分析, 可以得出如下结论:

1) 设计状态 ($Ma=3.5$, $\alpha=0^\circ$, $\beta=0^\circ$) 下, 进气道转弯段气流进入掺混段后, 在混合段头部形成两个关于掺混段垂直对称面对称的螺旋状旋涡区, 这使得混合段的总压损失增大, 然而, 这有利于燃烧室点火和火焰稳定; 在两股气流从混合段头部两侧入射后, 通过头部旋涡和截面二次流的

掺混作用使得高速区和低速区的速度差不断减小, 整个截面的流场更加均匀, 在掺混段下游轴向距入射位置大约 4 倍掺混段直径的截面, 气流分布已比较均匀.

2) $\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$ 时, 随着来流马赫数的增加, 掺混段总压恢复系数缓慢上升, 在临界状态($Ma=3.5, \alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$) 时, 其总压恢复系数为 0.947, 相同气流入射角下, 本研究燃烧室头部两侧进气掺混段的总压损失是比较低的.

3) $Ma=3.5, \beta=0^\circ$ 时, 随着攻角的增加, 掺混段的总压恢复系数降低, 研究范围内其总压恢复系数不低于 0.813, 出口流场的马赫数分布不均匀度加剧, 这给燃烧组织带来了困难, 因此在燃烧室设计及组织燃烧时应加以考虑.

4) $Ma=3.5, \alpha=0^\circ$ 时, 随着侧滑角的增加, 掺混段总压恢复系数不断降低, 研究范围内由 0.954 降低到了 0.922, 掺混段对称面上迎风侧转弯段气流入射深度不断增加, 这加大了混合段气流马赫数分布的不均匀度及总压损失, 对燃烧组织是不利的, 因此组织燃烧时应注意到这些情况进行合理调节.

5) 对燃烧室头部两侧突扩进气掺混特性的试验研究表明, 试验与仿真的全部曲线规律一致, 对于大部分试验状态来说, 仿真与试验结果在数值上吻合较好. 这说明本文仿真研究所采用的计算方法可行, 仿真数据可信, 仿真结果可作为燃烧室设计和燃烧组织的依据.

参考文献:

[1] Edelman R B, Harsha P T, Schmutoch S N. Modeling techniques for the analysis of ramjet combustion processes [J]. AIAA Journal, 1981, 19(5): 601-609.

[2] Vanka S P, Stull F D, Craig R R. Analytical characterization of flow fields in side inlet dump combustors [R]. AIAA Paper 83-1399, 1983.

[3] Brophy C M, Hawk C W. Mixing and combustion studies of four inlet side dump combustors [R]. AIAA 96-2765, 1996.

[4] Jiang T L, Shen C H. Effects of fuel injection parameters in a side dump ramjet combustor [R]. AIAA 98-3214, 1998.

[5] Eriksson L E, Johansson U, Borg R. CFD analysis and testing on a twin inlet ramjet [R]. AIAA 93-21839, 1993.

[6] Brophy C M, Hawk C W. Mixing and combustion studies of four inlet side dump combustors [R]. AIAA 96-2765, 1996.

[7] Jiang T L, Shen C H. Effects of fuel injection parameters in a side dump ramjet combustor [R]. AIAA 98-3214, 1998.

[8] Raja G, Subhash B S, Babu V. Numerical investigation on effect of inlet dump angle on ramjet combustor performance [R]. AIAA 2004-3876, 2004.

[9] 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)

[10] 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 fields above the athodyd inlet/firebox and missile body [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2005, 23(1): 5-9. (in Chinese)

[11] 谢旅荣, 郭荣伟. 双下侧布局二元超声速进气道掺混气动特性 [J]. 航空学报, 2007, 28(6): 1287-1295.

XIE Lürong, GUO Rongwei. Mixing characteristics of air streams in a dump duct with two side 2-D supersonic inlets 90° apart [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(6): 1287-1295. (in Chinese)

[12] Lee C C, Boekicker C. Subsonic diffuser design and performance for advanced fighter aircraft [R]. AIAA-85-3073, 1985.