

文章编号: 1000 8055(2009)03-0711-06

固体燃料冲压发动机旋流冷流流场数值模拟

刘 巍, 杨 涛

(国防科学技术大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 为了研究固体燃料冲压发动机(SFRJ)旋流流场特性,设计了一种轴向斜孔式旋流器,推导出旋流数计算式.使用数值模拟的方法计算了不同斜孔角与不同背压下的燃烧室旋流冷流流场,研究了旋流数、旋流流场结构以及总压损失等内容.旋流器出口旋流数的理论计算值与数值计算值相比差别较小,可以满足工程需要.可通过改变斜孔角度、背压等参数改变燃烧室入口旋流数,燃烧室内中心回流区与突扩台阶回流区的总压损失最大.

关 键 词: 固体燃料冲压发动机; 旋流; 计算流体力学; 数值模拟

中图分类号: V430

文献标识码: A

Numerical simulation of cold swirl flow field for solid fuel ramjet

LIU Wei, YANG Tao

(College of Aerospace and Material Engineering,
National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: In order to study the swirl flow characteristics in the solid fuel ramjet combustor, a new type of inclined multihole swirler was designed, and the analytical formula of swirl number was deduced. The cold swirl flow field in the combustor was numerically simulated with different angles of the holes and different back pressures, while the swirl flow field structure and the total pressure recovery coefficient were studied. The relative error of the swirl number at the swirler outlet of the analytical formula was small as compared to the numerical results, thus meeting the engineering need. The swirl number at the dump combustor inlet can be changed by different angles of the holes and different back pressures. The central torroidal recirculation zone and the recirculation zone after the step of the dump combustor account for biggest total pressure loss.

Key words: solid fuel ramjet; swirl; computational fluid dynamics; numerical simulation

固体燃料冲压发动机(Solid fuel ramjet, SFRJ)具有结构简单、比冲高、安全性好等优点,具有广阔应用前景,但由于固体燃料燃速偏低以及燃速计算公式复杂等不利因素,制约了其在工程上的应用.由于旋流能够大幅度提高空气湍流度,使其在各种工业燃烧器以及航空发动机中得

以广泛应用^[1-2],因此在SFRJ上应用旋流燃烧技术成为研究热点之一,以期提高燃速、燃烧效率以及比冲.此前德国^[3,4]与美国^[5]的研究者使用试验的方法研究了SFRJ旋流火焰稳定特性以及旋流对燃速、燃烧效率以及比冲的影响,国内的马洋^[6]使用数值模拟的方法研究了旋流火焰稳定性及旋

收稿日期: 2008-02-18; 修订日期: 2008-07-12

基金项目: 国家自然科学基金(50376072)

作者简介: 刘巍(1980-),男,吉林辽源人,博士生,研究领域为固体燃料冲压发动机技术. Email: liuweinudt@126.com

流对发动机性能的影响, 以上研究均发现旋流能够提高固体燃料燃速, 但提高的幅度与旋流结构、燃烧室几何形状、燃料种类等因素有关; 旋流对燃烧效率的影响较为复杂, 不同研究者得出的结论并不一致. 总的说来, 关于 SFRJ 引入旋流的研究较少, 虽然得到了一些有用的结论, 但对于 SFRJ 旋流燃烧室内流场结构特点并没有进行深入分析.

由于 SFRJ 的固体燃料位于燃烧室周围, 使其对旋流流场的要求与各种工业燃烧器有所不同: 其一, SFRJ 需在突扩台阶后固体燃料表面附近产生足够大的回流区以稳定火焰, 强旋流产生的中心回流区由于没有燃料输入并不能起到稳定火焰的作用. 其二, SFRJ 以产生推力为目的, 旋流数不能过大或过小(一般为 0.5~ 0.8): 若旋流数过大, 总压损失难以承受; 若旋流数过小, 旋流效果不明显, 应用旋流的意义难以体现. 因此各种工业燃烧器旋流流场的结构特点并不完全适用于 SFRJ, 有必要根据 SFRJ 的特点对旋流流场结构进行设计与分析. 虽然 SFRJ 内部的燃烧与流动是耦合的, 但对发动机的冷流流场进行研究仍然具有重要意义: 其一, 发动机在点火之前的状态即为冷流流场状态, 冷流流场是发动机工作的初始条件; 其二, 冷流流场结构对发动机实际工作状态下的流场结构具有重要影响, 使用旋流就是通过改变进气方式来改变流场结构, 以期达到增强燃烧的目的; 其三, 燃烧与流动的耦合计算虽然能更加真实地反映旋流流场结构, 但需要引入各种物理、化学模型, 不仅计算量大幅度增加, 而且使流动状态更加复杂, 不利于抓住主要矛盾解决问题. 本文设计了一种端面进气的斜孔式旋流器, 采用数值模拟的方法对其旋流冷流流场进行了数值模拟, 并进行了较为深入的分析, 得到了一些有用的结论.

1 物理模型与数值模型

在 SFRJ 燃烧室内的旋流可由以下 3 种方法产生: ①弹体自身的旋转, 如采用旋转稳定方式的 SFRJ 冲压增程弹丸, 来流空气在惯性系下不具有切向动量, 若以弹丸为参照系, 则具有切向动量; ②气流垂直于轴线切向进入圆柱型通道(径向旋流器), 产生旋转运动, 如文献[6]中的切向孔式旋流器; ③气流轴向通过具有切向偏转的通道(轴向旋流器), 产生旋转运动, 如文献[4]中的叶片式旋流器. 工业上主要采用径向与轴向旋流器, 文献

[1]中指出, 当旋流数小于 1.0 时, 使用轴向旋流器效率较高; 当旋流数大于 1.0 时, 使用径向旋流器效率较高. 受总压损失的限制, SFRJ 燃烧室入口的旋流数一般小于 0.8, 选择轴向旋流器较为合适. 由于各种轴向叶片式旋流器已经成功应用于实践, 是 SFRJ 较为理想的旋流器, 但其叶片制作要求高, 焊接定位难度大, 加工费用较高, 特别是在尺寸较小的模型发动机上, 制作难度大的问题更加突出.

本文根据小尺寸模型发动机(固体燃料内径 40 mm)设计了一种轴向斜孔式旋流器, 即在一扁圆柱端面上打出若干个周向均布的倾斜圆孔, 气流从圆柱一端面进入, 从另一端面流出, 即产生了切向动量, 斜孔式旋流器结构如图 1 所示.

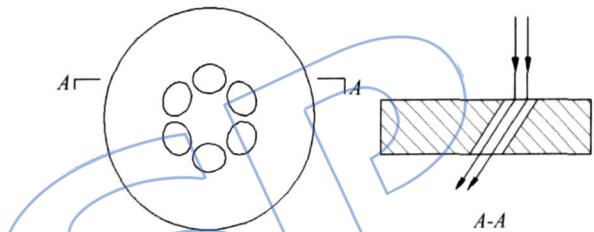


图 1 斜孔式旋流器结构示意图

Fig. 1 Sketch of inclined multihole swirler

由于气流通道为圆孔, 出口端面椭圆中心处的气体参数近似等于整个椭圆面内气体的平均参数, 且整个旋流器的旋流数与单个斜孔的旋流数相等. 设 o' 为任一斜孔出口端面椭圆中心, o 为整个圆柱端面中心, r' 为两中心之间的距离, R 为旋流器出口半径, 斜孔轴线与圆柱轴线之间的夹角为 θ , 出口速度 V 的轴向分量为 u 、切向分量为 w , 如图 2 所示, 则斜孔式旋流器出口的旋流数为

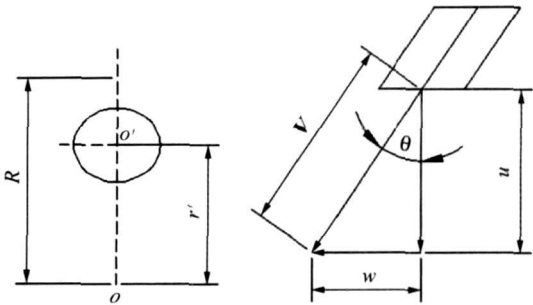


图 2 斜孔式旋流器旋流数计算图

Fig. 2 Swirl number calculation of inclined multihole swirler

$$S = \frac{\int \rho r_{uw} dA}{R \int \rho u^2 dA} \approx \frac{\rho r_{uw} \int dA}{R \rho u^2 \int dA} \bigg|_o =$$
$$\frac{r'}{R} \frac{w}{u} = \frac{r'}{R} \tan \theta \quad (1)$$

斜孔式旋流器的设计内容有孔位置(r')、斜孔角(θ)、孔径与孔数, 其中孔位置与斜孔角能够确定旋流器出口旋流数, r' 越大, 圆周上可布置的孔径越大、孔数越多, 但 r' 受到整体结构尺寸的限制; 孔径与孔数能够确定旋流器轴向流通面积, 孔径越大、孔数越多流通面积越大, 旋流器内马赫数越小, 空气通过旋流器的总压损失越小, 所以在各孔出口不相互重叠的情况下, 尽量设计较大的总流通面积. 此外旋流器的厚度不能过小, 否则不能保证出口气流的方向与孔轴线方向一致.

在离心力的作用下, 旋流进入燃烧室后迅速

向四周扩张, 突扩台阶回流区较直流明显减小, 因此旋流状态下的火焰稳定较直流困难. 为了稳定旋流火焰, 不仅需要较大的相对台阶高度, 而且需要将旋流器出口伸入燃烧室一段距离以进一步增大回流区. 由于模型 SFRJ 燃烧室内径较小, 若将旋流器出口直接与燃烧室相连, 则难以保证相对台阶高度, 即使勉强保证了相对台阶高度, 也会因为流通面积过小而使旋流器出口马赫数增加, 给发动机带来一定负面影响. 因此设计了与斜孔式旋流器配套的旋流整流器, 该整流器实质上是一个收缩段接一个平直段, 可将整流器出口(平直段) 伸入 SFRJ 燃烧室一段距离. 该整流器不仅解决了旋流火焰稳定对突扩台阶高度的要求, 同时使气流从旋流器斜孔喷出后撞击在收缩段上, 使进入 SFRJ 燃烧室的旋流周向分布更加均匀, 而且平直段能够起到稳定气流参数的作用.

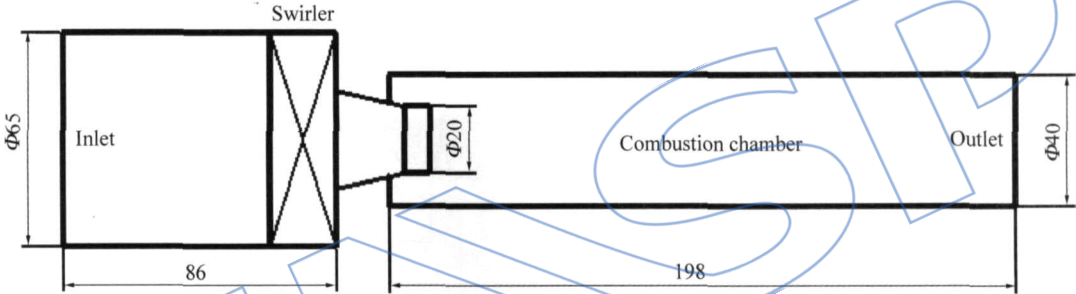


图 3 计算域基本尺寸(单位: mm)
Fig. 3 Structure of the computation zones (Unit: mm)

为了分析旋流器下游流场结构, 需要对旋流器流场进行数值模拟, 计算区域基本尺寸如图 3 所示. 斜孔式旋流器采用 6 个直径 8 mm 的斜孔, $r' = 11\text{ mm}$, $R = 15\text{ mm}$, 斜孔角为 34.5° 与 44° , 对应旋流数为 0.5 与 0.7. 数值计算采用计算流体力学(CFD) 方法, 应用专业网格划分软件 GAMBIT 对三维求解区域进行离散, 网格单元总数约 20 万, 壁面网格如图 4 所示. 求解器采用较为优秀的 FLUENT, 耦合求解流动方程, 对流项采用二阶迎风格式进行差分, 湍流模型采用 Realizable $k\text{-}\epsilon$ 模型, 并与非平衡壁面函数法相配合, 二者相对于各自的标准模型更适合于带有旋流的流场计算^[7]. 计算域壁面设置为无滑移壁面边界条件, 不考虑壁面热损失; 入口设置质量入口, 空气质量流量 0.3 kg/s , 总温 690 K , 方向垂直于入口; 出口设置压力出口, 在旋转气流离心力的作用下, 出口截面靠近轴线处压力低, 靠近壁面处压力高, 即存在径向的压力梯度, 为考虑出口压力的不

均匀性, 将压力进行了径向平衡修正, 即忽略径向速度, 设定出口轴线处的压力值, 其余位置压力按照公式 $\partial p/\partial r = \rho v^2/r$ 计算.

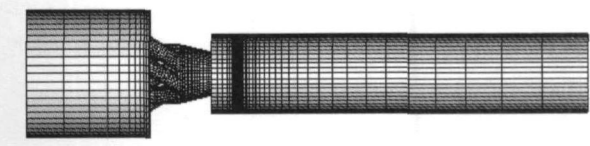


图 4 计算域壁面网格
Fig. 4 Mesh of the wall

2 计算结果与分析

由于旋流数是旋流流场结构的特征量, 因此旋流数的计算较为关键, 数值计算所得旋流器出口旋流数如图 5 所示, 可见旋流数随背压的升高而增大, 但增加的幅度较小. 需要注意的是, 数值计算所得旋流数较式(1) 计算结果偏大, 主要原因

是旋流器出口各孔内气体参数并不均匀, 气体在离心力下向四周挤压, 使外侧密度与切向速度较大, 使孔内平均旋转半径增大, 即公式(1)中的 r' 值偏小. 若以 0.7 MPa 下的数值计算值为真值, 则 34.5° 与 44° 旋流器出口旋流数分别偏小 13.5% 与 11.7%, 但式(1) 仍可用于工程上的估算.

燃烧室入口旋流数如图 6 所示, 由图可见, 斜孔角度越大、背压越高, 旋流数越大, 且同一旋流数可由不同的斜孔角度与背压获得. 对比图 5 与图 6 可知, 旋流经过整流器的收缩段后, 旋流数有所下降, 这是由亚声速可压缩旋流在整流器收缩段轴向速度增加所致, 可见, 收缩段的收缩比也能对燃烧室入口的旋流数产生影响.

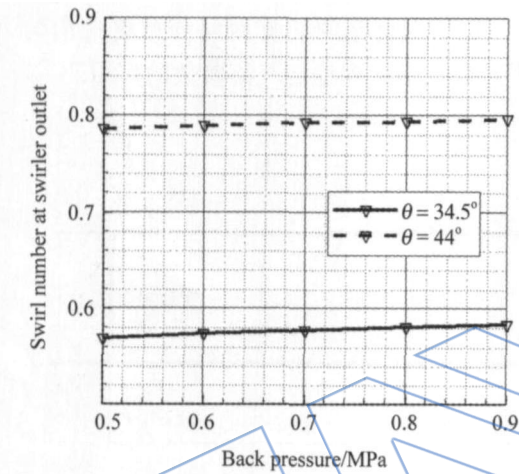


图 5 旋流器出口旋流数随背压变化

Fig. 5 Swirl number at swirler outlet under different back pressure

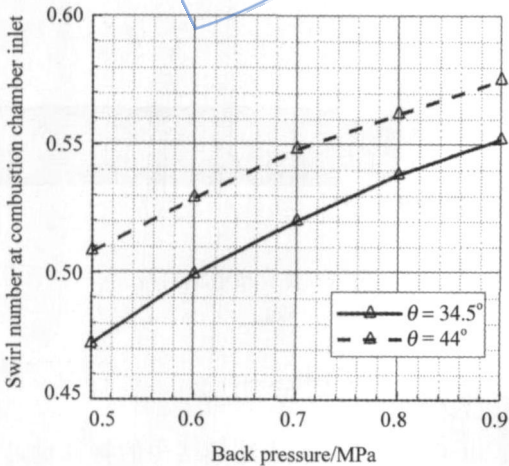


图 6 燃烧室入口旋流数随背压变化

Fig. 6 Swirl number at combustion chamber inlet under different back pressure

图 7 为典型的燃烧室头部流场轴向切面速度矢量图, 由图可见, 流场具有轴对称性, 旋流进入突扩燃烧室后, 在离心力的作用下发生径向扩张, 中心形成低压区, 下游气体在逆压作用下返回燃烧室头部, 形成中心回流区, 该回流区对于航空发动机以及各种工业燃烧器来讲具有重要意义, 可以向该区域内喷射燃料, 利用中心回流区内气流速度慢的特点稳定火焰. 但对于燃料从四周进入燃烧室的 SFRJ 来讲, 由于燃料难以进入中心回流区, 因此不能将其作为火焰稳定器. 除了在中心存在回流区外, 在突扩台阶背风区也存在回流区, 该回流区对于 SFRJ 具有重要意义, 由于该区域不仅流速慢, 而且有燃料、空气的持续补充, 因此能够起到火焰稳定器的作用.

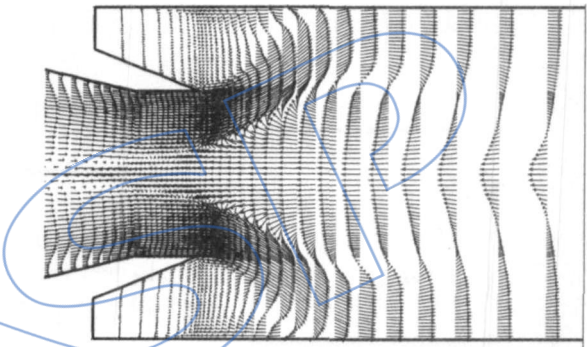


图 7 燃烧室头部轴向切面速度矢量图

Fig. 7 Velocity vector at axis section near combustion chamber head

图 8 所示为突扩燃烧室内流场结构示意图, 为了研究流场结构参数随斜孔角以及背压的变化, 定义各参数为: 燃烧室入口直径 d (本文 $d = 20\text{ mm}$)、燃烧室内径 D (本文 $D = 2d$)、中心回流区零速度线最大直径 D_{cr} 、突扩台阶回流区再附点至燃烧室入口的轴向距离 L_r (回流区长度)、中心回流区零速度线最大直径位置距燃烧室入口轴向距离 L_{cm} 、中心回流区尾端至燃烧室入口的轴向距离 L_{er} ; 各截面代号设为: 旋流器上游入口边界 $S-0$ 、旋流器出口 (截面积突变, 取整流器一侧) $S-1$ 、燃烧室入口 (截面积突变, 取整流器一侧) $S-2$ 、中心回流区尾端 $S-3$ 以及燃烧室出口 $S-4$.

计算结果发现, $L_r \approx 0.7d$ 、 $D_{cr} \approx 1.05d$ 以及 $L_{cm} \approx d$ 在各工况下变化很小, 表明突扩燃烧室头部流场较为稳定. 图 9 所示为典型的轴线上轴向速度曲线, 横坐标原点为燃烧室入口, 由图可见, 轴向速度在上游与下游为正值, 中间一段为负

值,表明上游和下游轴向速度方向指向燃烧室出口,中间形成了中心回流区,曲线第二次通过零值线处即为中心回流区尾端(图中圆圈处),该点横向坐标值即为 L_{cr} . 图 10 为中心回流区长度变化曲线(34.5°),图中圆圈的含义与图 9 相同,由图可见,背压越高(燃烧室入口旋流数越大),中心回流区越长.

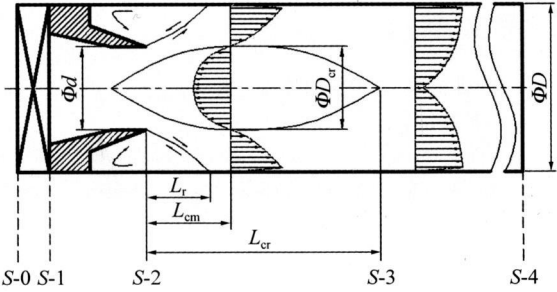


图 8 突扩燃烧室内流场结构示意图

Fig. 8 Sketch of the swirl flow field in the dump combustor

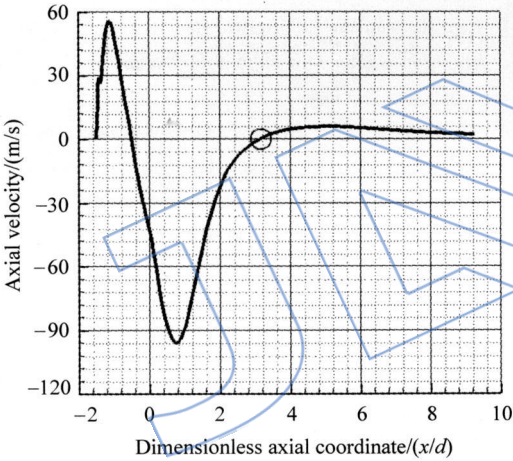


图 9 轴线上轴向速度变化曲线

Fig. 9 Axial velocity on the axis

旋流的产生是以总压损失为代价的,对于没有压气机的冲压发动机来讲,总压恢复系数是决定发动机性能的关键参数之一. 本文所建立模型的总压损失主要包括:气流通过斜孔式旋流器的损失(产生旋流的损失)、旋流在整流器收缩段的损失以及旋流在突扩燃烧室内的损失. 可通过分析各截面的总压恢复系数来判断各段总压损失的大小,由于旋流流场轴线横截面上总压并不均匀,而是随着径向坐标的增大而增大,可以使用质量平均总压进行分析. 图 11 所示为 44° 旋流器各截

面的总压恢复系数(各截面位置如图 8 所示,34.5° 旋流器对应的曲线与 44° 类似),由图可知,总压恢复系数在截面 2~ 3 之间下降幅度最大,表明中心回流区与突扩台阶回流区总压损失最大;在截面 3~ 4 之间总压损失较小,表明中心回流区下游总压损失较小;背压越低,燃烧室内速度越大,总压损失越大,各截面总压恢复系数越小. 图 12 为截面 2 和 3 在不同斜孔角下的总压恢复系数,由图可见,不同斜孔角下,截面 2 处的总压恢复系数变化较小;截面 3 处的总压恢复系数随着斜孔角的增大而减小,参考图 6 可知,旋流数越大,截面 3 处的总压恢复系数越小.

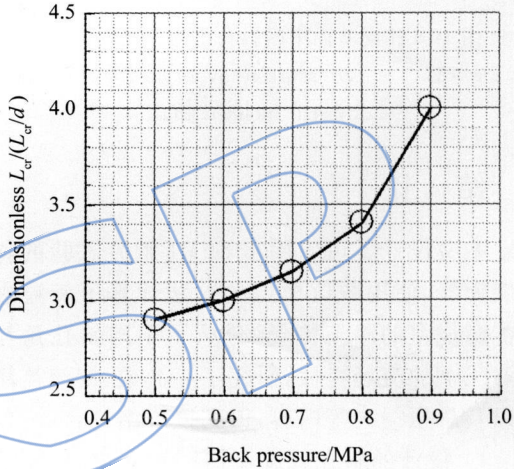


图 10 中心回流区长度变化曲线 (34.5°)

Fig. 10 Length of the central recirculation zone under different back pressure (34.5° swirler)

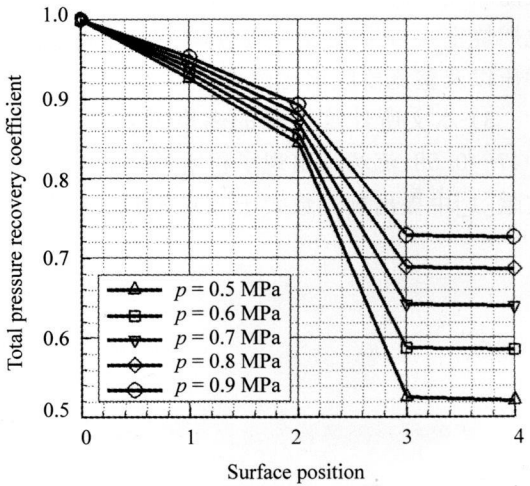


图 11 各截面总压恢复系数 (44°)

Fig. 11 Total pressure recovery coefficient at different surface position (44° swirler)

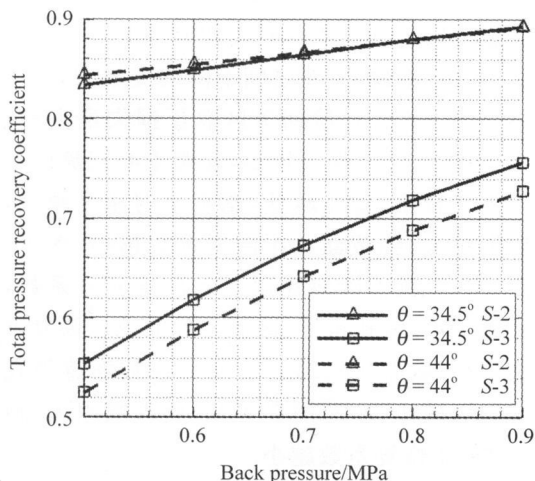


图 12 相同截面不同斜孔角的总压恢复系数

Fig. 12 Total pressure recovery coefficient under different inclined angles

3 结 论

本文设计了可应用于 SFRJ 旋流试验的斜孔式旋流器,使用数值模拟的方法计算了旋流进入突扩燃烧室的冷流流场,分析了不同斜孔角与不同背压下的流场特性,研究了旋流数、旋流流场结构以及总压损失等内容,得到以下结论:

1) 设计的斜孔式旋流器结构简单,旋流数计算公式简便,与数值模拟结果相比误差较小,可满足工程估算需要;

2) 亚声速可压缩旋流在整流器收缩段轴向速度的增加使旋流数有所减小,燃烧室入口旋流数随斜孔角的增大、燃烧室背压的提高而增大,因此燃烧室入口旋流数可通过调整旋流器斜孔角、背压以及整流段收缩比改变;

3) 本文所计算工况的燃烧室入口旋流数为 0.47~0.58,流场均出现了稳定的中心回流区,而文献[1]中提出旋流数大于 0.6 才能出现中心回

流区,二者的差别可能是由于旋流器结构不同,以及本文设置了整流器所致;

4) 突扩燃烧室头部流场结构在各工况下变化很小,表明突扩燃烧室头部旋流流场较为稳定;旋流数越大,中心回流区越长;气流从进入旋流器到流出燃烧室的过程中,燃烧室内中心回流区与突扩台阶回流区的总压损失最大,中心回流区下游的总压损失较小。

参考文献:

- [1] 宁焜,高歌. 燃烧室气体动力学[M]. 2版. 北京: 科学出版社, 1987.
NING Huang, GAO Ge. Gas dynamics in the combustion chamber[M]. 2nd ed. Beijing: Press of Science, 1987. (in Chinese)
- [2] 严传俊,范玮. 燃烧学[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
YAN Chuanjun, FAN Wei. Combustion[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnic University Press, 2005. (in Chinese)
- [3] Duesterhaus D A, Hohl A. Measurements in a solid fuel ramjet combustor with swirl[R]. AIAA-88-3045.
- [4] Pein R, Vinnemeier F. Swirl and fuel composition effects on boron combustion in solid-fuel ramjets[J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(3): 609-614.
- [5] Campbell W H Jr, Ko B N, Lowe S R. Solid fuel ramjet fuel regression rate/thrust modulation[J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(3): 624-629.
- [6] 马洋. 固体燃料冲压发动机涡流增强燃烧数值模拟与试验研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2006.
MA Yang. Numerical simulation and experimentation research on vortex enhancing combustion of solid fuel ramjet [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2006. (in Chinese)
- [7] 陶文铨. 数值传热学[M]. 2版. 西安: 西安交通大学出版社, 2001.
TAO Wenquan. Numerical heat transfer[M]. 2nd ed. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2001. (in Chinese)