

# 凹腔前后缘圆弧对流场干扰的数值研究

周思引, 聂万胜, 车学科

(装备学院, 北京 101416)

**摘 要:** 基于两方程  $k-\omega$  SST 模型, 对不同半径前后缘圆弧凹腔构型的超声速流场进行了二维仿真, 获得了相应的流场特征参数。结果表明, 与直角前后缘相比, 采用圆弧构型时凹腔后壁的激波得到增强; 随着圆弧半径的增加, 凹腔内部的速度有所增大, 而温度、涡量则呈递减趋势, 从稳焰、助燃的角度看, 后壁上端压力增大可以促进质量交换, 同时降低回流区温度。综合考虑凹腔的稳焰和助燃作用, 提出了一个适当的圆弧半径范围。

**关键词:** 数值仿真; 前后缘; 圆弧; 流场干扰; 凹腔

**中图分类号:** V439-34    **文献标识码:** A    **文章编号:** 1672-9374 (2013) 01-0024-05

## Numerical study on effect of arc leading edge and trailing edge of cavity on flow field

ZHOU Si-yin, NIE Wan-sheng, CHE Xue-ke

(The Academy of Equipments, Beijing 101416, China)

**Abstract:** The two-dimensional simulation for the supersonic flow field of concave-cavity architectures with different radius arc leading and trailing edges was carried out based on  $k-\omega$  SST model. The corresponding flow field feature parameters were obtained. The simulation results show that, compared with the right angle leading and trailing edges, the shock wave was strengthened near the trailing edges when using the arc edges. By contrast, cavities with different arc radius were considered when the velocity, temperature and vorticity were calculated. It demonstrates that, with the increase of arc radius, the velocity inside the cavity increases, and temperature and vorticity magnitudes appears a decline trend. As viewed from flame stabilization and combustion-supporting, the pressure increase at the upper end of back wall can promote the mass exchange and at the same time, can lower the temperature in recirculation zone. A proper limit of the arc radius is proposed in overall consideration of flame stabilization and combustion-supporting effect of concave-cavity.

**Keywords:** numerical simulation; leading edge and trailing edge; arc; flow field disturbance; concave cavity

收稿日期: 2012-05-22; 修回日期: 2012-08-21

基金项目: 国家自然科学基金(11205244)

作者简介: 周思引 (1988—), 男, 硕士研究生, 研究领域为高超声速推进技术

## 0 引言

超燃冲压发动机是未来高超声速推进动力装置的最佳方案之一, 如何在超声速气流里实现高效、稳定的燃烧是首先要突破的关键技术。实验表明, 对于超燃燃烧室, 凹腔在很宽当量比范围内都是一个非常有效的助燃、稳焰装置。以前凹腔的稳燃、助燃方面的研究主要关注凹腔长深比、后壁倾角以及并串联组合等。Baurle, Gruber 等人的研究表明浅凹腔质量交换律较低, 声学凹腔 (直后壁) 较火焰稳定凹腔 (倾斜后壁) 非定常性更强; Yu 采用声学凹腔与火焰稳定凹腔串联, 燃料的混合和燃烧得到明显增强。综合分析已有文献表明, 如何优化凹腔构型使之具有最佳性能一直是研究的难点。但是, 已有文献所采用的凹腔构型, 其前后缘均是直角构型, 无疑这对其构型的分析还不够全面。

本文采用  $k-\omega$  SST 湍流模型, 以二维声学开式凹腔为研究对象, 对凹腔前后缘采用不同半径圆弧时的超声速流场进行了仿真研究, 得到了凹腔内重点参数的分布, 分析了流场特性。

## 1 理论方程与数值求解

DNS 和 LES 等方法在凹腔中大尺度结构的表现力方面有一定优势。从计算效率和实际效果来看, RANS 方法更可靠且易于应用, 但  $k-\varepsilon$ 、标准  $k-\omega$  等 RANS 模型有可压缩流动中流动分离、激波的预测不准确等不足, 而两方程模型  $k-\omega$  SST 对强可压流仿真有许多优势。本文采用  $k-\omega$  SST 模型对不同半径的前后缘构型的凹腔进行仿真研究。

### 1.1 基本控制方程

控制方程为:

$$\frac{\partial(\rho\Phi)}{\partial t} + \text{div}(\rho u\Phi) = \text{div}(\Gamma \text{grad}\Phi) + s \quad (1)$$

式中:  $\Phi$  为通用变量, 代表  $u$ ,  $v$ ,  $w$  和  $T$  等求解变量;  $\Gamma$  为广义扩散系数;  $s$  为广义源项。

### 1.2 $k-\omega$ SST 湍流模型

标准  $k-\omega$  模型考虑了低雷诺数影响、可压缩性影响和剪切流扩散, 适用于对混合层、射流流场的计算。 $k-\omega$  SST 模型在标准  $k-\omega$  模型的基础上增加了横向导数扩散项, 同时在湍流粘度定义中考虑了湍流剪切应力对输运过程的影响, 综合了标准  $k-\omega$  模型在近壁区的计算优势及  $k-\omega$  的远场优势, 将两模型分别乘以一个混合函数后相加而得, 使方程在近壁面和远壁面都适合, 从而更适于带逆压梯度的流动计算。

$k-\omega$  SST 流动方程为:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (3)$$

式中:  $G_k$  为湍流动能;  $G_\omega$  为  $\omega$  方程;  $\Gamma_k$  和  $\Gamma_\omega$  分别为  $k$  与  $\omega$  的有效扩散项;  $Y_k$  和  $Y_\omega$  分别为  $k$  与  $\omega$  的发散项;  $D_\omega$  为正交发散项;  $S_k$  和  $S_\omega$  为用户自定义项。

### 1.3 数值方法

本文采用基于控制中心的有限体积法对控制方程进行离散, 同时对连续性方程、动量方程、能量方程进行耦合求解来获得全流场参数; 采用二阶隐式非定常算法, 对流项、湍流项均采用二阶迎风格式, 扩散项采用中心差分格式, 并结合 LU 隐式方法及自适应时间步长来计算, 使收敛更快。

## 2 几何区域与边界条件

凹腔计算区域及网格划分如图 1 所示, 以图 1 中 A 点为原点, 向右为正  $x$  向, 向上为正  $y$  向, 建立直角坐标系。计算区域保持基本构型不变的条件, 仅依次改变前后缘圆弧半径: 0 mm (表示直角情况), 0.5 mm, 1 mm 和 2 mm; 因为开式凹腔基本具有相同的流场拓扑结构, 故仅选择  $L/D=3$  的声学凹腔, 即深度为 10 mm, 长 30 mm; A 点与凹腔前壁相距 40 mm, 出口则在凹腔后壁向下游 40 mm 处, 以此保证来流入口处边界层厚

度;入口高度 45 mm。

计算采用结构化网格,整体划分成三个区域,边界层、凹腔内及剪切层作加密处理。

计算假设来流为均匀空气,入口总压为 344 740 Pa,静压为 50 663 Pa,总温 300 K。对于超声速流出口边界值由插值外推得出。壁面条件为无滑移、绝热条件。

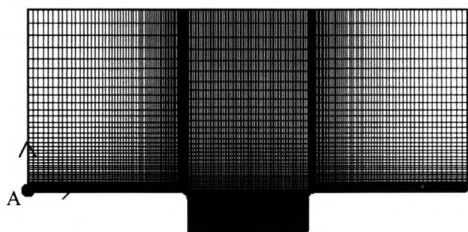


图 1 计算区域及网格划分

Fig. 1 Computational zone and meshing of cavity

### 3 结果与分析

不同凹腔构型的仿真计算均停止于同一时刻。仿真结果显示了开式凹腔的典型特征:腔内一个大低速回流区,且其内温度高于主流,剪切层形成于凹腔上方,前后缘有明显的激波系。

图 2 为凹腔前后缘采用不同半径圆弧时整个流场的压力等值线图。从图 2 中可以看出,随着前后缘圆弧半径的增大,前缘激波有所减弱,并且波系变宽;但是后缘激波却逐渐增强,且波系变宽。

图 3 为前后缘采用不同半径圆弧时凹腔后壁的压力分布。从图 3 中可以看出,凹腔前后缘采用不同半径的圆弧时,其压力值均沿后壁中间向两端逐渐增大,但是随着圆弧半径的增大,在凹腔后壁两端的压力值逐渐增大,而凹腔后壁中间位置的的压力值却逐渐减小,从图中可以看出,在  $y$  值小于  $-8$  mm 左右或大于  $-2$  mm 时,  $R=2$  mm 对应的压力值最大,  $R=0$  mm 时对应的压力最小,基本上凹腔上下端处压力越大对应的圆弧半径也越大;而在后壁中段即  $y$  值约在  $-7.5 \sim -3.0$  mm 范围时,压力值越大对应的圆弧半径越小。综合图 2 和图 3 所示结果分析,由于在凹腔上沿位置存

在一剪切层,凹腔底部存在一边界层,凹腔内部则是回流区,所以作用在凹腔后壁上的压力则表现为中部压力低,两端高。当凹腔前后缘采用不同半径的圆弧时,随着圆弧半径的增大,后缘波系逐渐增强变宽,所以凹腔后壁两端位置的压力会逐渐增大。激波与边界层、剪切层的作用会激发涡流扩散,进而增强凹腔混合性能,故圆弧型前后缘对于流场压力的影响主要是集中于这两处。

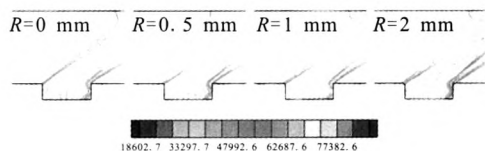


图 2 半径递增的圆弧前后缘凹腔中压力 (Pa) 分布

Fig. 2 Pressure distributions of cavity when the radius of leading and trailing arcs increase

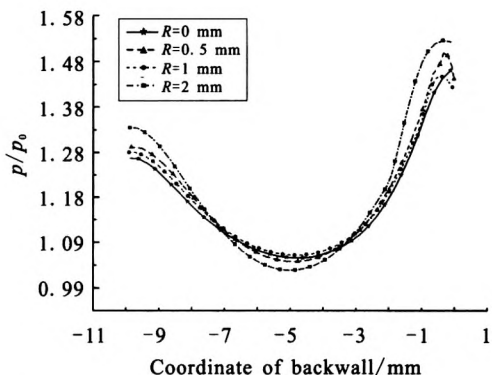


图 3 不同半径圆弧前后缘凹腔中压力沿后壁变化

Fig. 3 Pressure variation along backwall in leading and trailing edge cavity with different radius

图 4 为凹腔前后缘采用不同半径时凹腔内部气流马赫数分布的等值图。从图中可以看出,凹腔内回流区域的流速随圆弧半径的增大有一定程度增大。这是因为,随着前缘半径的增加,前缘激波减弱导致波后气流速度增加,凹腔上沿较大的剪切速度必然使凹腔内回流区域的速度增大,导致凹腔后壁中间位置的的压力值随着圆弧半径的增加逐渐减小。

从凹腔稳定火焰机理看,要使气流中的火焰稳定存在就必须具备:一是火焰传播速度应与垂

直于焰峰表面的可燃混气法向分速相等;二是必须存在固定的点火源。为此必须在高速气流中建立一个平衡点,以满足以上两速度相等条件。气流流过凹腔时会在凹腔内形成低速回流区,使火焰驻留其中,并作为新的火源持续点燃上游来的燃料,从而实现火焰稳定。如果回流区流速增大,则不利于火焰稳定,但也能加速腔内外的质量交换过程。从图中可以看出,  $R=2\text{ mm}$  时回流区流速约为  $90\sim 150\text{ m/s}$ ,所达量级与采用直角前后缘构型凹腔内流速(约为  $70\sim 100\text{ m/s}$ )在同一水平,故该影响可以忽略不计。

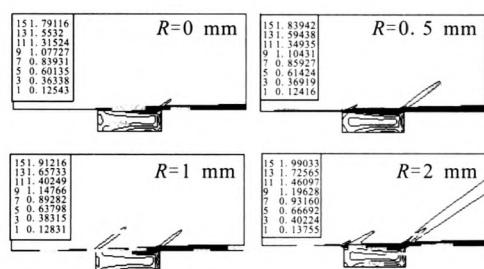


图 4 不同前后缘圆弧半径的凹腔中速度 (m/s) 分布

Fig. 4 Velocity distribution in cavity with different leading and trailing edge arc radius

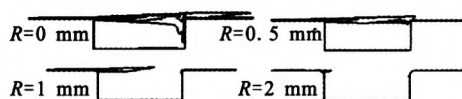


图 5 凹腔内涡量分布

Fig. 5 Vorticity distribution in cavity

图 5 为凹腔内涡量分布图。从图中可以看出,凹腔内涡量随凹腔前后缘圆弧半径的增大而降低,在  $R=2\text{ mm}$  时,凹腔内涡量基本为 0。这是因为随着凹腔前后缘圆弧半径的增大,前缘激波减弱,从而对其后的腔口剪切层作用弱化,未能激发一定量大尺度涡。从质量交换来看,一方面流向涡对于腔内与主流区的质量交换尤为重要,大尺度结构能卷吸燃料进入腔内与其中空气在低速环境下混合,另一方面涡撞击在凹腔后壁对后壁压力产生一定波动,间接起到改变凹腔中压力振荡历程,所以当  $R=2\text{ mm}$  时,因其涡未能

封住凹腔到达后壁,不利于腔内外的质量、能量交换,进而影响混合作用。

图 6 为凹腔前后缘采用不同半径圆弧时凹腔内部温度分布等值图。从图中可以看出,凹腔前后缘采用圆弧过渡凹腔内部温度都较直角条件下的温度低。这也是因为前缘激波减弱,导致温升幅度降低所致。采用凹腔装置的超燃冲压发动机点火常常考虑在腔内完成,因为点火需要一定温度,适当的高温环境对点火有利,而随着圆弧半径的递增,温度逐步降低,降低幅度有所减小,不利于点火与火焰稳定。

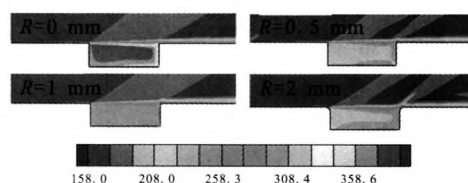


图 6 凹腔内温度 (K) 分布

Fig. 6 Temperature distribution in cavity

综合以上分析,当凹腔前后缘采用圆弧构型时,随着圆弧半径的增大,前缘激波减弱,导致波后凹腔回流区内流速增大,涡量减小,温度降低;后缘处则随着圆弧半径的递增,波系变强变宽,导致后壁两端压力增大。故从助燃稳燃角度分析,凹腔前缘应采用直角构型,而后缘采用圆弧构型。经对比各参数对流场影响,在本文研究范围内,选择圆弧  $R=0.5\text{ mm}$  左右时较为合适。

## 4 结论

通过改变开式声学凹腔前后缘过渡圆弧半径,仿真了其冷流流场,获得如下结论:

- 1) 圆弧构型能增强凹腔后缘附近波系,从而加强了激波等与边界层、剪切层相互作用。
- 2) 冷流下,随着前后缘圆弧半径的增加,凹腔内回流区域的速度有所增加,腔内温度则有所下降,腔内涡量也呈现出减小趋势,在  $R=2\text{ mm}$  时减小非常明显。
- 3) 在本文所给的凹腔类型及相应来流条件下,综合比较各个参数对凹腔性能的影响,前缘

直角构型对助燃稳燃更为有利, 后缘则易采用圆弧过渡构型。更细化地改变圆弧半径时, 得到  $R=0.5\text{ mm}$  左右这样一个适当的后缘圆弧半径范围。

#### 参考文献:

- [1] MATHUR T, GRUBER M, JACKSON K, et al. Supersonic combustion experiments with a cavity-based fuel injector [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 17 (1): 146–155.
- [2] MATHUR T, LIN K C, KENNEDY P, et al. Liquid JP-7 combustion in a scramjet combustor, AIAA 2000-3581 [R]. USA: AIAA, 2001.
- [3] BAURLE R A, TAM C J, DASGUPTA S. Analysis of unsteady flows for scramjet applications, AIAA 2000-3617 [R]. USA: AIAA, 2000.
- [4] GRUBER M R. Fundamental investigations of an integrated fuel injector/flame-holder concept for supersonic combustion, ADA356336[R]. [S.l.]: ADA, 1998.
- [5] 钟萍, 苏冯念. 超燃冲压发动机发展与地面试验研究综述[J]. *靶场试验与管理*, 2003, 7(5): 2–5.
- [6] 翁世修, 吴振华. 机械制造技术基础[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 1999.
- [7] SETTLES G S, WILLIAMS D R, BACA B K, et al. Reattachment of a compressible turbulent free shear layer[J]. *AIAA Journal*, 1982, 20(1): 60–67.
- [8] 潘余. 超燃冲压发动机多凹腔燃烧室燃烧与流动过程研究[D]. 长沙: 国防科技大学研究生院, 2007.
- [9] 吴子牛. 空气动力学[M]. 北京: 清华大学出版社, 2007.
- [10] 韩省思. 超声速燃烧中湍流模型的研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2010.
- [11] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598–1605.

(编辑: 王建喜)

(上接第 18 页)

#### 参考文献:

- [1] DOWDY M W, HISE R E, PETERSON R G, et al. Surface tension propellant control for Viking 75 orbiter, AIAA 76-596 [R]. USA: AIAA, 1976.
- [2] TAM W, BALLINGER I, JAEKLE D E. Surface tension PMD tank for on orbit fluid transfer, AIAA 2008-5105 [R]. USA: AIAA, 2008.
- [3] 李永, 赵春章, 潘海林, 等. 蓄液器在板式贮箱中的应用及性能分析[J]. *宇航学报*, 2008, 29(1): 24–28.
- [4] TEGART J R, UNEY P E, ANDERSON J E, et al. Space storable propellant acquisition system NASA-CR-114493 [R]. USA: NASA, 1972.
- [5] JAEKLE D E. Propellant management device conceptual design and analysis: vanes, AIAA 91-2172 [R]. USA: AIAA, 1991.
- [6] ROLLINS J R, GROVER K, JAEKLE J. Twenty three years of surface tension propellant management system design, development manufacture test and operation, AIAA 85-1199 [R]. USA: AIAA, 1985.
- [7] 薛国宇, 陈志坚, 王德忠. 低温表面张力贮箱研究[J]. *火箭推进*, 2005, 31(3): 26–29.
- [8] TEGART J. A vane-type propellant management device, AIAA 97-3028[R]. USA: AIAA, 1997.
- [9] TAM W, TAYLOR J R. Design and manufacture of a propellant tank assembly, AIAA 97-2813[R]. USA: AIAA, 1997.
- [10] TAM W, BALLINGER I, JAEKLE D E. Propellant tank with surface tension PMD for tight center-of-mass propellant control, AIAA 2008-4942[R]. USA: AIAA, 2008.
- [11] 李治. 卫星用表面张力贮箱设计研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2002.
- [12] 胡文瑞, 徐硕昌. 微重力流体力学[M]. 北京: 科学出版社, 1999.

(编辑: 张永秀)