

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.07.025

带弹弹舱三维流动数值计算研究

秦浩*, 周长悦

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

摘要: 采用纳维-斯托克斯 (Navier-Stokes) 方程数值模拟了 $Ma=1.5$ 速度下的弹舱空腔流动以及弹舱挂弹后的流动, 得到了弹舱底部压力系数、压力脉动功率谱密度等分布图, 分析了挂弹前后弹舱内部的流动特性。从计算结果可以看出, 弹的存在致使舱内流动与空舱时相比变得更加复杂, 表明弹对舱内流动有较大影响, 且这样的影响对弹的安全分离不利。因此, 在对弹舱流动进行分析时, 应充分考虑弹对流动的影响。

关键词: 压力系数; 压力脉动功率谱密度; CFD; 空腔流动

中图分类号: V221.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1007-5453 (2017) 07-0025-05

为了提高隐身性能、超声速巡航能力和减小飞行阻力等, 新一代战斗机采用了内埋式弹舱挂载武器的设计。但内埋式弹舱在开舱后, 高速气流在舱内形成复杂的非定常流动^[1-3], 使舱内结构、设备和弹处在比较严重的压力脉动和振动环境中。因此, 弹舱流动分析对弹舱设计、评估武器分离安全性和分析舱内结构受载情况等具有重要意义。

Plentovich^[1] 和杨党国^[2] 等对弹舱流动特性进行了数值和试验研究, 根据弹舱几何尺寸和来流速度将弹舱流动分为开式、闭式和过渡式 3 类。Rossiter^[3] 和 Stallings^[4] 等对弹舱挂弹后的流动进行了试验研究, 分析了弹对弹舱流动的影响。众多学者对空腔流动^[5-7] 以及挂弹后弹舱的流动进行了大量研究, 但是在工程设计时, 受导弹外形的影响, 导致弹舱的设计通常是不规则的长方体, 且弹在舱内的位置也与具体的飞机有关, 因此, 仍需要对弹舱和挂弹后的弹舱在不同速度下的流动特性进行具体分析。

本文采用计算流体力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD) 方法对弹舱流动以及挂弹后弹舱的非定常流动进行了数值计算与分析。首先, 数值计算了 $Ma=1.5$ 的梯形截面弹舱的非定常流动, 对弹舱的流动特点进行了分析; 然后, 数值计算了弹舱挂载导弹后 $Ma=1.5$ 时的非定常流动, 分

析了挂弹后弹舱内流动特性, 对弹舱流动特性的影响进行分析。

1 数值计算方法

本文通过求解纳维-斯托克斯 (Navier-Stokes) 方程来对弹舱流动进行数值计算。通过引入平均项和脉动项, 可将 Navier-Stokes 方程整理为求解平均量的 Navier-Stokes 方程:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) &= -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \right] - \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \overline{u_i' u_j'}) \end{aligned} \right. \quad (2)$$

式 (1) 和式 (2) 中只有 $\overline{\rho u_i' u_j'}$ 含有脉动量, 称为雷诺应力, 引入 Boussinesq 假设:

$$-\overline{\rho u_i' u_j'} = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \left(\rho k + \mu_t \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \delta_{ij} \quad (3)$$

式中: μ_t 为湍流黏度, 引入湍流模型 SST $k-\omega$ 来求解湍流黏度, 湍流动能和耗散率方程如式 (3) 和式 (4) 所示:

收稿日期: 2017-04-25; 退修日期: 2017-05-09; 录用日期: 2017-06-15

* 通讯作者: Tel: 029-86838039 E-mail: 393262810@qq.com

引用格式: QIN Hao, ZHOU Changyue. Study on numerical calculation of 3D flow in missile bay[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28 (07): 25-29. 秦浩, 周长悦. 带弹弹舱三维流动数值计算研究[J]. 航空科学技术, 2017, 28 (07): 25-29.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \tilde{G}_k - Y_k + S_k \quad (4)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (5)$$

式中: $\tilde{G}_k$ 为平均速度梯度引起的湍流动能, G_ω 为 ω 的函数, Γ_k 和 Γ_ω 分别为 k 和 ω 的有效扩散项, Y_k 和 Y_ω 分别为 k 和 ω 的耗散项, D_ω 为交叉扩散项, S_k 和 S_ω 为自定义源项。

2 弹舱三维流动数值计算

选择的计算模型为梯形弹舱, 弹舱深度为 D , 底部长度 $L_1=6.67D$, 开口处长度 $L_2=7.33D$, 底部宽度 $W_1=1.47D$, 开口处宽度 $W_2=2.0D$, 模型如图 1 所示。本文着重分析 $L_2/D=7$ 弹舱的流动特性, 将飞机弹舱模型简化为平板空腔模型, 弹舱典型的长深比 $L_2/D=7.33$ 。

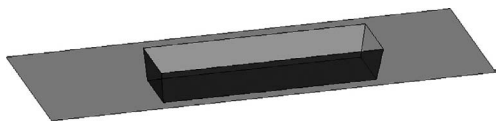


图 1 弹舱模型

Fig.1 Model of missile bay

流场的计算参数为: $Ma=1.5$, $\alpha=2.5^\circ$, 基于弹舱深度 D 的 $Re=9.78 \times 10^6$, 大气静温 T_0 为 255.65K。来流方向为 $-X$ 方向, 来流方向计算域为 $(-10L_2, 5L_2)$, 深度方向计算域为 $(10D, -D)$, 宽度方向的计算域为 $(-6W_2, 6W_2)$, 整个流场区域采用非结构四面体网格进行划分, 对空腔区域以及平板壁面区域网格进行了加密处理。

图 2~图 5 为弹舱宽度方向的中心截面的速度分布云图和压力分布云图, 从图中可以看出弹舱在 $Ma=1.5$ 时表现出明显的开式腔流动特征, 剪切层跨过整个弹舱, 整个弹舱内部形成一个明显的回流区, 前壁后的膨胀低压区和后壁前的高压区相互连通, 使得整个弹舱内压力得到平衡。图 6 为弹舱底部中心线上的时均壁面压力系数分布, 可以看出, 压力系数变化范围很小, 弹舱内压力分布较为均匀。流动跨过弹舱后, 剪切层撞击弹舱后壁, 产生较强的压缩波, 导致在后壁附近有较大的压力梯度。

图 7 为对弹舱底部中心线上前部、中部和后部 3 个点的脉动压力进行傅里叶分析得到的频谱, 可以看出由于弹舱内回流区的出现, 导致底部压力具有较强的周期性特征, 从频域上看, 能量高度集中在 52Hz 和 20Hz。

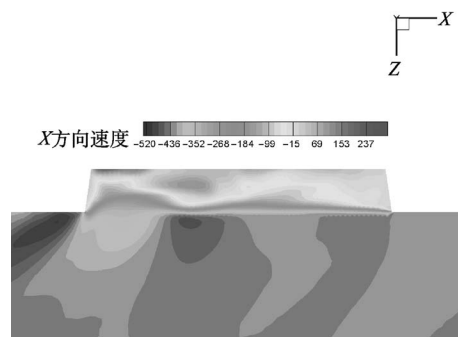


图 2 弹舱区域 X 方向速度云图

Fig.2 Contours of missile bay X axis instantaneous velocity

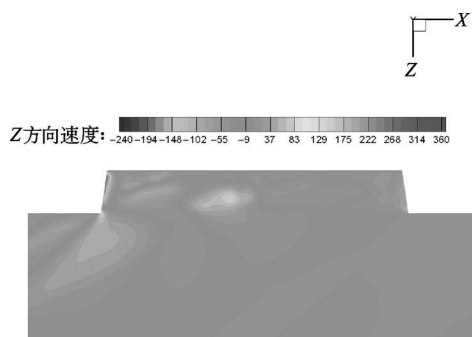


图 3 弹舱区域 Z 方向速度云图

Fig.3 Contours of missile bay Z axis instantaneous velocity

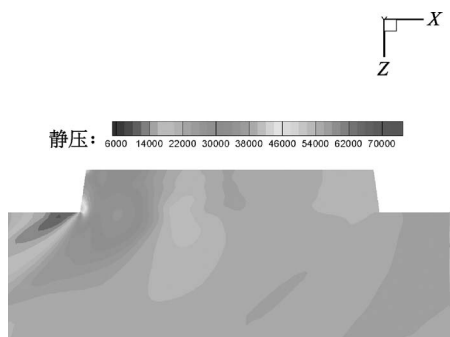


图 4 弹舱区域流场静压云图

Fig.4 Contours of missile bay static pressure flow

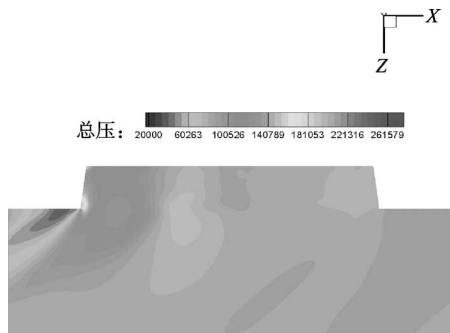


图 5 弹舱区域流场总压云图

Fig.5 Contours of missile bay total pressure flow

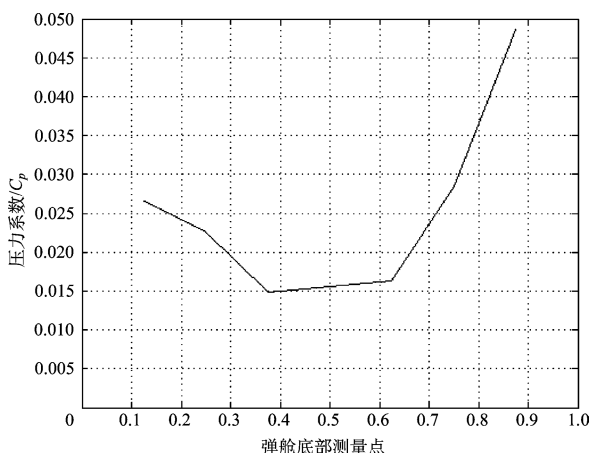
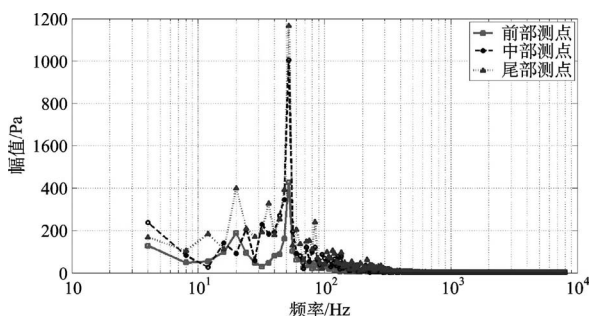


图6 弹舱底部中心线上的壁面压力系数分布

Fig.6 Distribution of wall pressure coefficient on the center line of the missile bay

图7 弹舱底部中心线上的前部、中部和后部测点脉动压力频谱
Fig.7 Measurement of fluctuating pressure spectrum of fore, middle and tail at the bottom of the missile bay

根据以上分析,开式弹舱内压力分布均匀对弹安全分离是有利的,由于弹的尺寸往往与舱的尺寸相当,将对流动产生强烈干扰,仍然需要对挂弹后的流动进行进一步分析。

3 带弹弹舱三维流动数值计算

本文考虑可以挂载两枚空战导弹的弹舱挂载一枚导弹时的情形。弹舱采用图1所示的模型,弹位于弹舱左侧(相对于机体坐标系)。流场的计算参数与不挂载弹的弹舱流动计算模型一致。整个流场区域仍采用非结构四面体网格进行划分,对弹体及周围区域、空腔区域以及平板壁面区域网格进行了加密处理。

图8~图11为弹所在截面的速度分布云图和压力分布云图,挂弹后,剪切层仍然跨过整个弹舱,沿出舱方向压力和速度迅速恢复,在弹舱与舱底部之间形成两个回流区,弹的前部和前壁后的区域,回流速度较小,从弹的中部直至后壁,回流速度较大,两个区域在弹的中前部交汇,弹的中前部位置压力较大,后壁附近仍有较强的压缩波,具有较大的压力梯度。

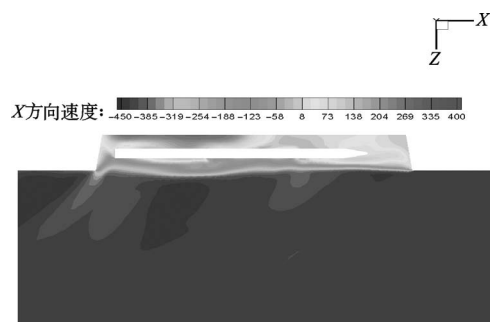


图8 带弹弹舱区域X方向速度云图

Fig.8 Contours of missile bay X axis instantaneous velocity

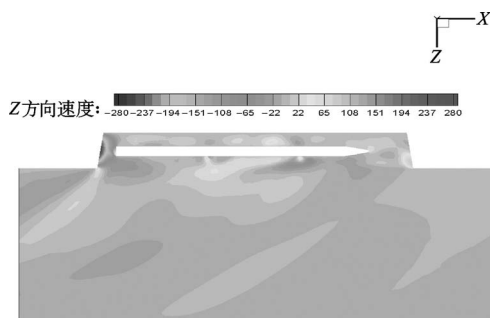


图9 带弹弹舱区域Z方向速度云图

Fig.9 Contours of missile bay Z axis instantaneous velocity

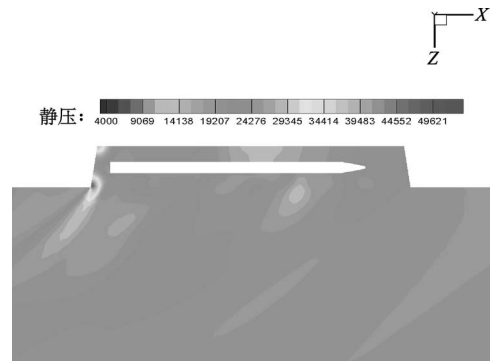


图10 带弹弹舱区域流场静压云图

Fig.10 Contours of missile bay static pressure flow

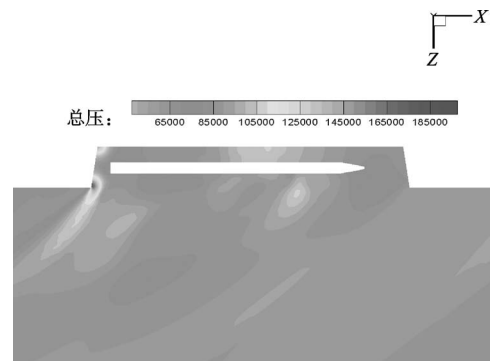


图11 带弹弹舱区域流场总压云图

Fig.11 Contours of missile bay total pressure flow

从图 12 所示的压力系数分布图可以看出,压力系数由负变正后形成快速增加趋势,但是变化范围依旧不大,由于弹的存在,舱内流动变得相对复杂,而且表现出了一定的过渡-开式的舱体流动特征。

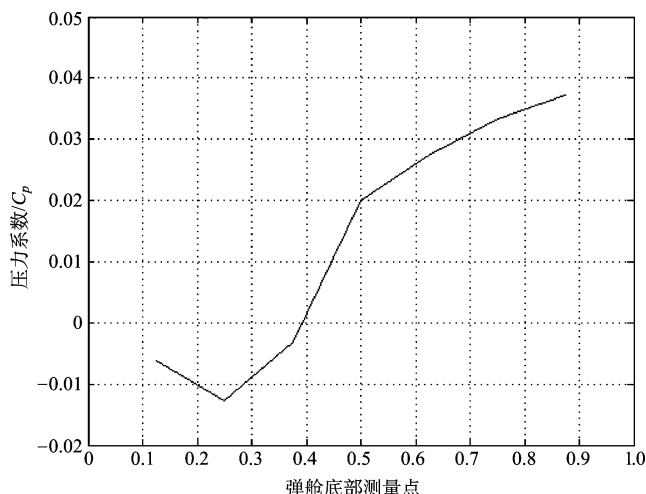


图 12 带弹弹舱底部中心线上的壁面压力系数分布

Fig.12 Distribution of wall pressure coefficient on the center line of the missile bay

图 13 是对弹舱底部前部、中部和后部 3 个点的脉动压力的傅立叶分析频谱,从图中可以看出,底部压力脉动仍然具有较强的周期性特征,但从频域上看,能量在频域上的集中度下降,频率成分增多,频谱的峰值出现在 52Hz 和 16~20Hz 区间。

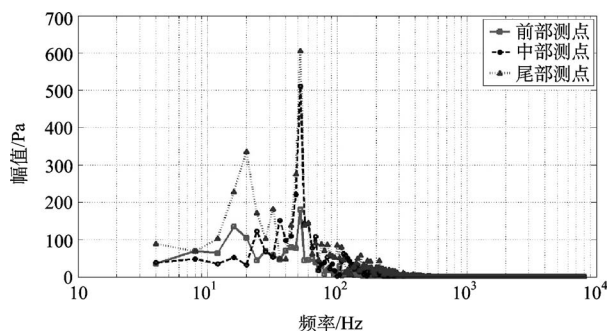


图 13 带弹弹舱底部中心线上的前部、中部和后部测点脉动压力频谱

Fig.13 Measurement of fluctuating pressure spectrum of fore, middle and tail at the bottom of the missile bay

综合以上分析,挂弹后,舱内流动从开式向过渡-开式过渡,流动趋于复杂,从压力分布来看,尽管弹初始分离时都较为有利,但由于弹对流动产生的干扰致使在弹舱的开口附近区域压力变化较大,且中部和后部压力梯度大,弹在离开舱的过程中可能会产生俯仰,因此,对此类弹舱,最好采用弹射的发射方式,使弹带着一定的速度快速通过剪

切层。

4 结论

本文采用数值方法对梯形截面弹舱和挂弹后的弹舱在 $Ma=1.5$ 时的流动进行了计算,结果表明,梯形截面弹舱表现出开式流动特征,而挂弹后,则表现出了一定的过渡-开式流动特征。由于弹的存在,致使舱内流动与空舱时相比变得更加复杂,尽管过渡-开式流动相比于闭式流动有利于弹与舱的分离,但是在离开挂架的过程中,弹要跨过回流区和剪切层,且在弹出舱口区域时,从弹体头部至尾部所受压力变化较大,加之弹的翼面的影响,若要分析弹是否会产生不利的姿态变化,仍需要对弹与舱分离的动态过程进行计算分析。

AST

参考文献

- [1] Plentovich E B, Stallings R L, Tracy M B. Experimental cavity pressure measurements at subsonic and transonic speeds[R]. NASA Technical Paper 3358, 1993.
- [2] 杨党国,范召林,李建强,等. 弹舱流动特性数值模拟及风洞试验研究[J]. 空气动力学, 2009, 27 (3): 378-383.
YANG Dangguo, FAN Zhaolin, LI Jianqiang, et al. Studies on flow characteristics of cavity by numerical simulation and wind tunnel test[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009, 27 (3): 378-383. (in Chinese)
- [3] Rossiter J E, Kurn A G. Wind tunnel measurements of the unsteady pressures in and behind a bomb bay[R]. Technical Report Aero. 2677, 1963.
- [4] Stallings R L, Plentovich E B, Tracy M, et al. Measurements of missile forces and moments and weapon bay pressures for a generic missile in and near a box weapon bay at subsonic and transonic speeds[R]. Technical Memorandum 4611, NASA, 1995.
- [5] Michael A K, Randolph H C. Real-time adaptive control of flow-induced cavity tones [J]. Journal of Sound & Vibration, 2004, 307 (3-5): 924-940.
- [6] Plentovich E. Three-dimensional cavity flow fields at subsonic and transonic speeds [R]. Technical Report NASA -TM-4209, 1990.
- [7] Vikramadityal N S, Job K. Pressure oscillations from cavity with a ramp [C]// AIAA, 2015, (47): 2974-2984.

作者简介

秦浩 (1983—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞行结构动力学、航空声学。

Tel: 029-86838039 E-mail: 393262810@qq.com

周长悦 (1982—) 女, 学士, 工程师。主要研究方向: 飞行结构动力学、振动与声学。

Tel: 029-86838039

E-mail: 332487529@qq.com

Study on Numerical Calculation of 3D Flow in Missile Bay

QIN Hao*, ZHOU Changyue

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: Navier–Stokes were adopted to simulate the flow field of the cavity and the missile bay at $Ma=1.5$. The characteristics of inside the missile bay flow before and after missile were analyzed by the results of the bottom of pressure coefficient and pressure fluctuation power spectral density. The results indicate that the missile bay flow and cavity becomes more complex compared to show that the missile has a great influence on the flow of the cavity, and the effect of safe separation of the flow on the cavity under the analyzed shall take into full account impact on the flow of the missile.

Key Words: pressure coefficient; pressure fluctuation power spectral density; CFD; flow field of the cavity

Received: 2017-04-25; Revised: 2017-05-09; Accepted: 2017-06-15

*Corresponding author. Tel.: 029-86838039 E-mail: 393262810@qq.com