

过渡式空腔流动数值计算

秦浩*, 宋亚辉

中国飞行试验研究院, 陕西西安 710089

摘 要: 采用雷诺平均 N-S 方程数值模拟了长深比 $L/D=12$ 的空腔流动, 分别计算了 $0.85Ma$ 和 $1.5Ma$ 两种速度下的流场, 得到了空腔内压力、速度、涡量等分布图, 分析了空腔内部流动特性。从计算结果可以看出, 空腔流动明显表现出过渡式空腔流动特性, 空腔前缘和后缘都有明显的涡流区域, 而且当来流速度不同时, 空腔内部流动分别表现出了闭式-过渡式和开式-过渡式的空腔流动特性。

关键词: 空腔流动; 数值模拟; 过渡式空腔流动; 雷诺平均 N-S 方程

中图分类号: V211.1

文献标志码: A

文章编号: 1007-5453 (2016) 07-0017-04

空腔流动广泛存在于航空工程领域, 如飞机的起落架舱流动和内埋式武器舱流动等都可以看作是空腔流动。空腔流动是一种复杂的流动现象^[1-4], 涉及到边界层分离、剪切层不稳定、漩涡、激波和声辐射等, 空腔内剧烈的压力、速度脉动和由此产生的气动噪声使结构承受较大的非定常载荷, 可导致结构变形、疲劳, 对飞行器的气动特性、结构稳定性和可靠性十分不利, 影响飞行安全, 因此, 研究空腔的流动特性具有较大的工程意义。

空腔流动特性主要取决于腔体长度与深度的比值 (长深比, L/D) 和流动速度。20 世纪 80 年代, Stallings R L 等^[5,6] 人对不同流动速度下不同长深比的空腔流动特性做了一系列实验, 将空腔流动归纳为闭式 ($L/D>13$)、过渡式 ($10<L/D<13$) 和开式 ($L/D<10$) 3 种类型。随着数值手段和实验手段的不断发展, 众多学者对空腔流动做了更为深入的研究。根据空腔长深比的不同, 不同类型的空腔流动特征如下: (1) 闭式空腔流动, 如图 1 (a) 所示, 空腔来流剪切层在前端发生膨胀, 接着在中部撞击舱底板, 在空腔前、后部分形成 2 个小漩涡, 压力先降低再升高形成压力平台, 压力分布变化较大。 (2) 开式空腔流动, 如图 1 (b) 所示, 空腔深度大, 流动脱离空腔前缘后并未触及空腔底部, 剪切层跨过空腔, 与后壁碰撞, 整个空腔形成一个漩涡, 静态压力先降低然后逐渐增加到后壁最大值。整个压力分布较为均匀。 (3) 过渡式空腔流动, 如图 1 (c) 和 1 (d) 所示, 这种流动介

于开式空腔流动和闭式空腔流动之间, 流动在脱离前缘后膨胀并发生分离, 一部分向下并折回前缘形成涡流, 一部分气流继续向后缘运动, 与底部碰撞后脱离, 形成一个涡流, 最后与上层气流一道撞击后缘后流出, 压力从前缘单调的增加到后缘。

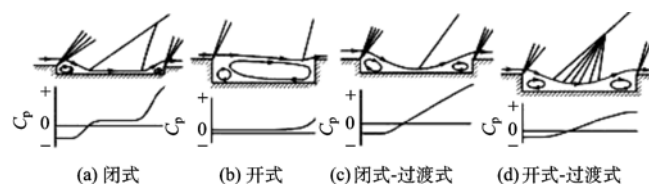


图 1 空腔流动分类
Fig.1 Cavity flow types

本文采用数值手段研究了过渡式空腔流动的特性, 通过求解基于 SST $k-\omega$ ^[7] 湍流模型的雷诺平均 N-S 方程, 选取了 $0.85Ma$ 和 $1.5Ma$ 两个速度, 对 $L/D=12$ 的空腔流动进行数值计算和分析。

1 数值计算方法

通过引入时均项和脉动项, 可得到雷诺平均 N-S 方程, 如式 (1) 和式 (2):

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

收稿日期: 2016-03-08 退修日期: 2016-03-24 录用日期: 2016-04-02

* 通讯作者: Tel.: 029-86838039 E-mail: qh_393262810@qq.com

引用格式: QIN Hao, SONG Yahui. Numerical simulation of transitional cavity flow [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27 (07): 17-20. 秦浩, 宋亚辉. 过渡式空腔流动数值计算 [J]. 航空科学技术, 2016, 27 (07): 17-20.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \right) \right] - \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i' u_j')$$
(2)

本文计算雷诺平均N-S方程采用的湍流模型是SST $k-\omega$, 湍流动能和耗散率方程如式(3)和式(4):

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \tilde{G} - Y_k + S_k$$
(3)

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega$$
(4)

2 计算结果及分析

2.1 0.85Ma 的空腔流动计算结果

流场的计算参数如下: 空气来流方向为 +X 向, 来流马赫数为 0.85, 相应的基于深度 D 的雷诺数为 6.16×10^6 , 坐标原点在空腔底部中心, 来流方向计算区域为 $(-30D, 30D)$, 深度方向计算区域为 $(-10D, D)$ 。边界条件的设定为: 空

腔壁面均设置为无滑移绝热壁面边界, 来流入口处一段壁面设置为滑移绝热壁面边界, 其余边界均设置为远场压力边界。

整个流场区域采用分块结构化网格进行划分, 靠近壁面第一层网格的厚度约 $5 \times 10^{-6}D$, 保证近壁面网格的无量纲距离 y^+ 在 10^0 的数量级, 空腔区域做了适当加密处理, 计算区域网格均为六面体单元。采用 Ansys Fluent 软件求解非定常雷诺平均 N-S 方程, 采用的湍流模型是 SST $k-\omega$ 。

图2~图4给出了空腔的瞬时流场计算数据, 分别是 X 向速度分布云图、总压分布云图、Z 向涡量分布及流线云图。

可以看出, 气流到空腔前缘后, 出现明显的分离, 形成较大的分离涡, 气流在空腔中后部撞击到底面, 附着到底面, 在气流到达后壁面之前, 气流再次分离并流出空腔。气流在前缘分离后, 形成一个明显的负压区, 随着气流在底部重新附着, 压力随之上升, 流动向后缘流动, 气流在后缘再次压缩, 压力逐渐上升。从压力云图和流线可以看出, 随着距离空腔深度方向的距离增加, 流动迅速恢复到远前方来流的状态, 表现出明显的闭式-过渡式空腔流动特征。

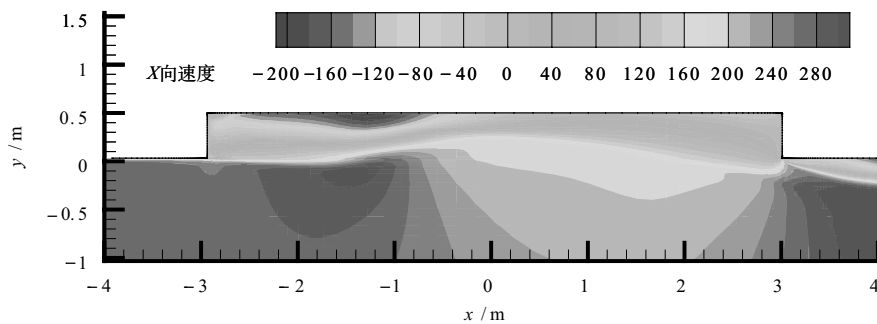


图2 空腔区域 X 向速度云图
Fig.2 Contours of X axis instantaneous velocity

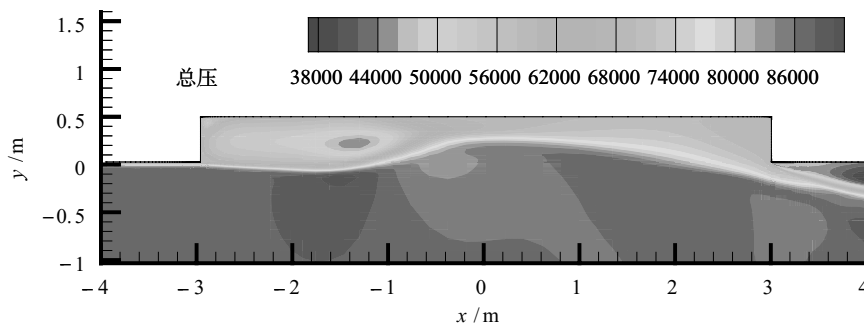


图3 空腔区域总压分布云图
Fig.3 Contours of instantaneous total pressure

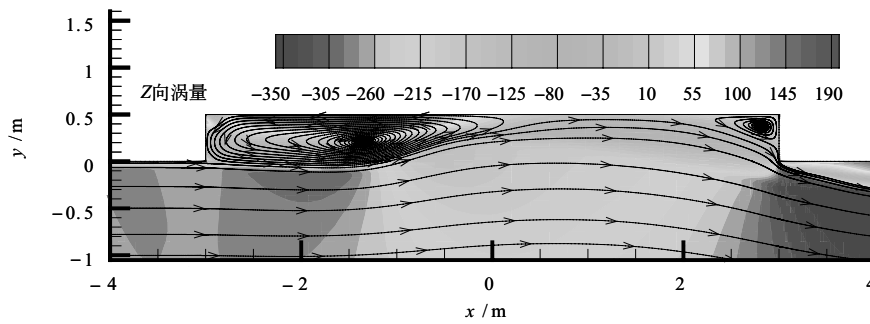


图4 空腔区域Z向涡量分布云图和流线

Fig.4 Contours of Z axis instantaneous vorticity and streamline

2.2 1.5Ma 的空腔流动计算结果

流场的计算参数如下：空气来流方向为 $+X$ 向，来流马赫数为 1.5，相应的基于深度 D 雷诺数为 10.8×10^6 ，坐标原点在空腔底部中心，来流方向计算区域为 $(-30D, 30D)$ ，深度方向计算区域为 $(-10D, 10D)$ 。边界条件的设定为：空腔处壁面均设置为无滑移绝热壁面边界，来流入口处一段壁面设置为滑移绝热壁面边界，其余边界均设置为远场压力边界。

整个流场区域采用分块结构化网格进行划分，靠近壁面第一层网格的厚度约 $2 \times 10^{-6}H$ ，保证近壁面网格的无量纲距离 y^+ 在 10^0 的数量级，空腔区域做了适当加密处理，计算区域网格均为六面体单元。

这里给出了空腔的瞬时流场计算结果，图 5 ~ 图 7 分

别是 X 向速度分布云图、总压分布云图、 Z 向涡量分布云图和流线。

可以看出，气流到空腔前缘后，出现明显的分离，形成一个较大的涡，气流在空腔中后部撞击到底面，附着到底面，在气流到达后壁面之前，气流再次分离并流出空腔。气流在前缘分离后，形成一个明显的负压区，随着气流在底部重新附着，压力随之上升，流动向后缘流动，气流在后缘再次压缩，压力逐渐上升。从压力云图和流线可以看出，随着距离空腔的距离增加，流动很快恢复到远前方来流的状态，表现出明显的开式 - 过渡式空腔流动特征。与马赫数为 0.85 时的流场相比，马赫数增加到 1.5 后，腔内流动向开式腔流动过度的趋势更加明显。

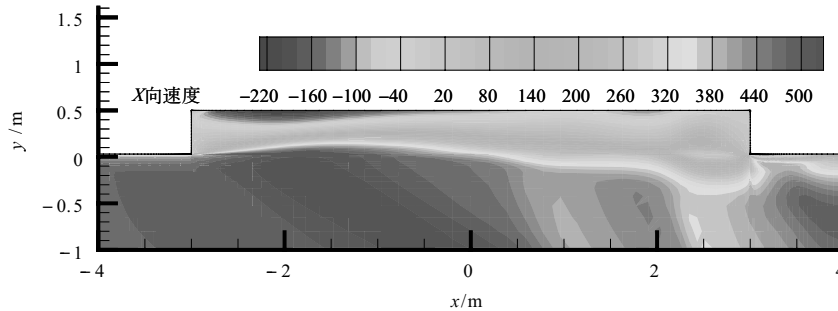


图5 空腔区域X向速度云图

Fig.5 Contours of X axis instantaneous velocity

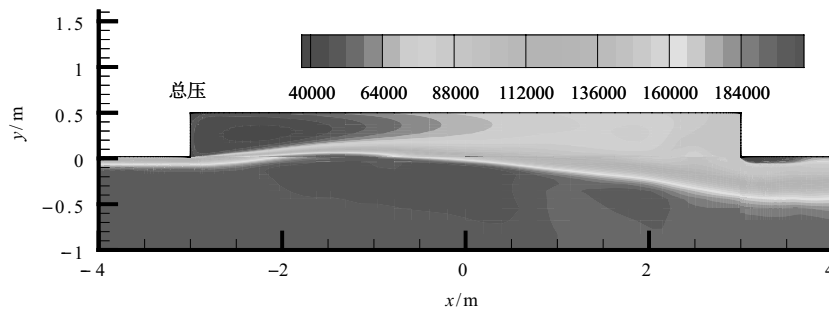


图6 空腔区域总压分布云图

Fig.6 Contours of instantaneous total pressure

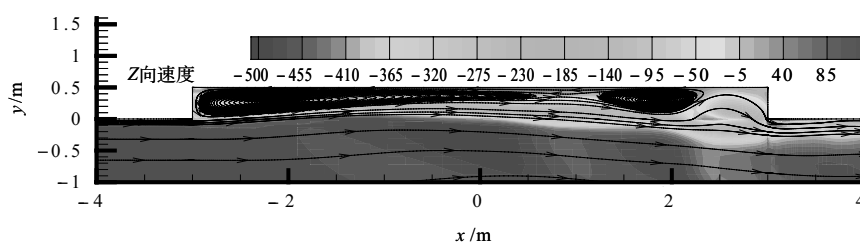


图7 空腔区域Z向涡量分布云图和流线

Fig.7 Contours of Z axis instantaneous vorticity and streamline

3 结论

长深比 $L/D=12$ 的空腔的流动明显表现出过渡式空腔流动特性,空腔前缘和后缘都有明显的涡流区域,马赫数为 0.85 时,空腔内流动表现出明显的闭式 - 过渡式空腔流动特征,马赫数为 1.5 时,空腔内流动表现出明显的开式 - 过渡式空腔流动特征。

AST

参考文献

- [1] Michael A K, Randolph H C. Real-time adaptive control of flow-induced cavity tones [J]. Journal of Sound & Vibration, 2004, 307 (4-5): 924-940.
- [2] Plentovich E B. Three-dimensional cavity flow fields at subsonic and transonic speeds [R]. Tech. Rep. NASA-TM-4209.
- [3] Vikramaditya N S, Job K. Pressure oscillations from cavity with a ramp [J]. AIAA 2009-3208.
- [4] 张林. 高速风洞弹舱流场气动声学特性试验研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2006.
ZHANG Lin. Studies on flow and sound characteristics of weapons

bay by experimentations in high speed wind tunnel [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2006. (in Chinese)

- [5] Stallings R L. Separation characteristics of internally carried stores at supersonic speeds [J]. NASA Technical Paper, 1990, 2993.
- [6] Stallings R L. Store separation from cavities at supersonic flight speed [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1983, 20 (2): 129-132.
- [7] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. AIAA, 1994, 32 (8): 1598-1605.

作者简介

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

Tel: 029-86838039/15686176017

E-mail: qh_393262810@qq.com

宋亚辉 (1985—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞机结构动力学、航空声学。

Tel: 029-86838125/18792632820

E-mail: songyahuilym@163.com

Numerical Simulation of Transitional Cavity Flow

QIN Hao*, SONG Yahui

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: Unsteady reynolds average N-S was adopted to simulate the flow field of a $L/D=12$ (length to depth ratio, L/D), calculated the flow field of cavity at $0.85Ma$ and $1.5Ma$. The characteristics of cavity flow were analyzed by the results of pressure, velocity and vorticity distributions. The results indicate that there is a transformation that the cavity flow type changes from close-transitional to open-transitional flow when mach number changes.

Key Words: cavity flow; numerical simulation; transitional type cavity flow; unsteady reynolds average N-S

Received: 2016-03-08; Revised: 2016-03-24; Accepted: 2016-04-02

*Corresponding author. Tel.: 029-86838039 E-mail: qh_393262810@qq.com