

文章编号:1674-8190(2014)02-220-07

人员离机轨迹数值模拟及快速预测研究

刘晓宇¹, 桑为民¹, 鲁天¹, 郝超²

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(2. 中国飞行试验研究院 飞机所, 西安 710089)

摘要: 离机轨迹研究在分析外挂物分离、导弹投放以及人员空中脱离过程等方面有着重要的参考意义。运用动态嵌套网格技术,通过CFD方法来模拟人员空中离机后的运动轨迹。提出一套基于本征正交分解(POD)方法的人员离机轨迹快速预测算法。将CFD数值模拟得出的离机轨迹作为样本,以飞行马赫数和攻角双参数变化为例,详细介绍POD方法预测离机轨迹的实现步骤。结果表明:POD方法相对于CFD方法可以大大减少计算时间,并且POD预测结果与CFD方法得到的结果吻合较好,为离机轨迹预测在工程应用上提供了一种快速简便的方法。

关键词: POD; 离机轨迹; CFD; N-S方程; 快速预测

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Numerical Simulation and Quick Prediction of Men's Separation Trajectory

Liu Xiaoyu¹, Sang Weimin¹, Lu Tian¹, Xi Chao²

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. Aircraft Department, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: Separation trajectory research has an important reference value to analyse the process of store separation, missile launch and people separate from the aircraft. Using the dynamic nested grid and the CFD method, the separation trajectory is simulated. To predict the trajectory of the object from the airplane, a numerical simulation program based on the proper orthogonal decomposition(POD) method is established. Using the CFD simulation trajectory as samples, changing the flight Mach number and the angle of attack as an example, the implementation steps of the POD method are introduced to predict the trajectory from the airplane. Results show that based on the existing sample data, the POD method relative to the CFD method can greatly reduce the computation time, and the results obtained by the POD are well agree with the results from CFD method. POD method provides a quick easy prediction for the separation trajectory in engineering applications.

Key words: POD; separation trajectory; CFD; N-S equation; quick prediction

0 引言

离机轨迹是指飞机上的某个物体在脱离机体后相对于机身参考系下的移动轨迹。离机轨迹的计算具有重要的意义,其在分析外挂物分离、导弹

投放以及人员空中脱离等方面具有重要的参考价值。传统的研究方法主要有风洞实验和飞行试验,二者都能够比较真实模拟物体的离机轨迹,但是成本代价非常高。特别是飞行试验,需要冒着巨大的安全风险。随着计算科学和计算机技术的发展,数值模拟方法以其在经济成本上的巨大优势,已逐渐成为模拟物体离机轨迹的重要手段。

研究物体离机过程可以简单描述如下^[1-3]:给定脱离物体的初始状态,生成网格,求解该状态下

收稿日期:2013-10-15; 修回日期:2013-11-30

通信作者:刘晓宇, liufish6345@hotmail.com

的流场得出物体的气动力参数,根据物体的气动力参数,求解刚体六自由度运动方程,得出物体的质心轨迹和姿态,如此循环给出物体与飞机分离的过程。

采用动态嵌套网格技术对流场控制方程和刚体六自由度运动方程进行耦合计算,该方法与一般定常计算相比,区别在于网格之间的关系不断变换,在流场求解过程中需不断确定新的网格之间的关系。因此,相对一般定常计算而言,采用动态嵌套网格技术更加耗费计算资源和时间。

本征正交分解^[4-5](Proper Orthogonal Decomposition,简称POD)也叫最佳正交分解,可以把随机场分解成互相正交的模态组合形式,是一种将高阶非线性系统显著降阶的算法。POD方法在光学、建筑学等领域已得到广泛应用^[6-7]。POD方法可以在给出较高逼近度的情况下有效降低物理问题的自由度,从而大幅减少计算时间。因此,POD方法可为快速预测物体离机轨迹提供一种有效的工具。

目前,国内外已有很多学者对多体分离问题进行了数值模拟和风洞实验方面的研究,但尚未见到采用POD方法解决此方面问题的先例。

本文以人员空中离机为例,采用动态嵌套网格技术运用CFD方法来模拟人员离机轨迹,并将POD方法引入到预测人员离机轨迹当中。首先是数值模拟不同马赫数和不同攻角状态下人员离机后相对于初始位置的运动轨迹;然后以CFD计算的结果为样本,介绍双参数POD法预测人员离机轨迹的步骤;最后将POD预测的结果与CFD计算的结果进行对比,分析验证POD方法的可行性。以期离机轨迹预测在工程应用中提供一种快速简便的方法。

1 CFD方法模拟人员离机轨迹

1.1 人员空中六自由度运动方程

由理论力学知识^[8]可知,人员的空中运动轨迹计算需要进行坐标系转换,如图1所示。固连于机体的坐标系 $Oxyz$ 可以看作作为惯性坐标系,其 z 轴竖直向上, x 、 y 轴在水平面内。人体坐标系 $O^*x^*y^*z^*$ 固连于人体,原点取人体重心。将原点取在人体重心而其他三个坐标轴始终与机体的坐

标系平行,则该坐标系称为人体牵连的机体坐标系 $O^*x^*y^*z^*$ 。

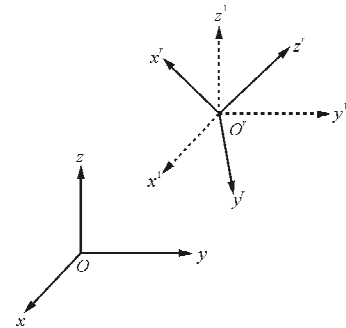


图1 坐标系转换

Fig. 1 Coordinate transformation

通过上述坐标系定义将人体的空中离机轨迹运动划分为六自由度运动^[8],包括三个平动自由度和三个转动自由度。

1.2 流场控制方程和数值方法

本文流场计算采用的三维N-S方程为

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial(F_1 + G_1)}{\partial x} + \frac{\partial(F_2 + G_2)}{\partial y} + \frac{\partial(F_3 + G_3)}{\partial z} = \dot{S} \quad (1)$$

式中: F 为对流项(无粘项); G 为耗散项(粘性项); \dot{S} 为源项,计算中忽略空气重力等其他因素,因此源项取值为0。采用中心差分格式的Jameson有限体积法进行空间离散^[9],物理时间采用广泛运用的双时间推进法,湍流模型选取S-A模型。

人员离机轨迹的计算过程可以概括为以下五个步骤:①分别对飞机和人员进行网格生成,并采用嵌套网格技术,完成流场的初始定常计算;②采用统一的时间步长,进行流场的非定常计算,并在每一步完成后计算人员受到的合外力和合外力矩;③根据刚体的六自由度运动方程,确定人员新的位置和姿态;④根据人员新的位置和姿态,确定嵌套网格“挖洞”边界,调整计算网格,进行下一步的流场非定常计算;⑤重复以上步骤,直到完成设定时间步长。

1.3 人员离机轨迹算例分析

本文的飞机模型采用DLR-F6标准模型^[10],离机模型为一个人体携带伞包模型。二者均采用

非结构进行网格生成,预计到人员的运动轨迹应该在机翼下方区域,为了保证嵌套网格在交界面上的数据传递精度,需要对机身以及机翼下方流场区域进行网格加密,本文飞机背景网格数量在 360 万左右,人员网格数量在 80 万左右。计算中坐标原点选取在飞机头部, x 轴正向为沿机身轴向方向, z 轴垂直于 x 轴向上, y 轴按照右手法则确定,人员网格、飞机背景网格以及人员相对于机身的初始位置如图 2 所示。

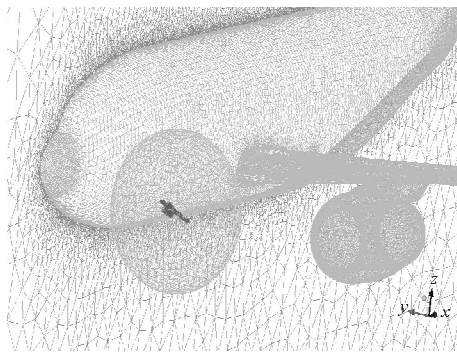


图 2 人员网格、飞机背景网格以及人员相对于机身初始位置

Fig. 2 Men's grid, aircraft background grid and the initial position of men respect to the aircraft

人体和伞包密度均为常数,人员在空中的姿势保持不变,则人员的六自由度运动的相关物理参数如表 1 所示, M 为人员总质量, I 为相对于人员质心的惯性矩, J 为相对于人员质心的惯性积。

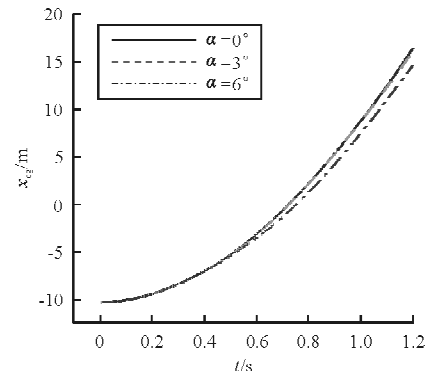
表 1 人员相关参数

Table 1 Men's parameters

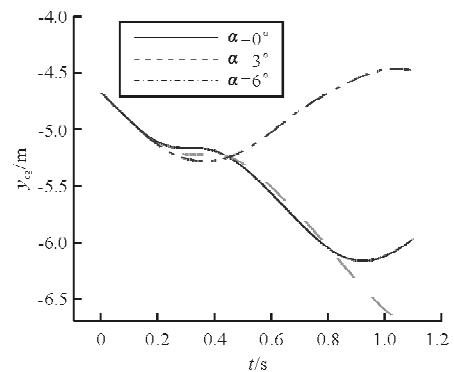
M/kg	$I/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$			$J/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$		
	I_{axG}	I_{ayG}	I_{azG}	I_{xyG}	I_{xzG}	I_{yzG}
95	14.654	3.315	13.6	0	0	-2.603

本文选取的变化参数为马赫数和攻角,每个参数分别选取三个不同的状态,共得到 9 个样本集,其中每个样本中含有 400 个元素。计算中选取的来流马赫数分别为 0.6、0.7、0.8,攻角分别为 0° 、 3° 、 6° ,来流静温为 263 K,雷诺数为 1.2×10^6 (基于平均气动弦长)。

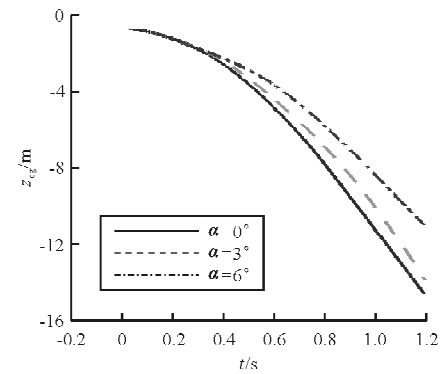
来流马赫数为 0.6、0.7、0.8 时,不同攻角状态下人员质心变化如图 3~图 5 所示。



(a) x 轴方向



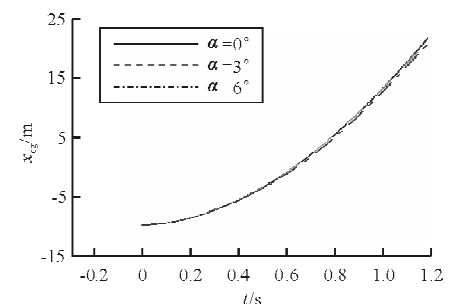
(b) y 轴方向



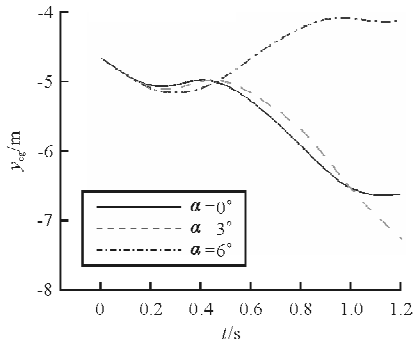
(c) z 轴方向

图 3 人员质心位置变化($Ma=0.6$)

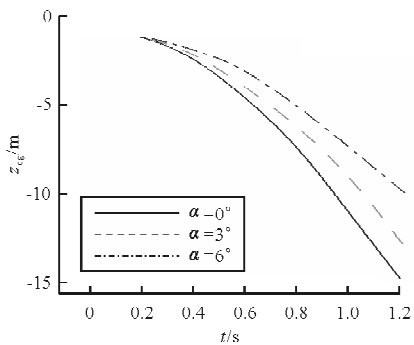
Fig. 3 Change of men's centroid position($Ma=0.6$)



(a) x 轴方向

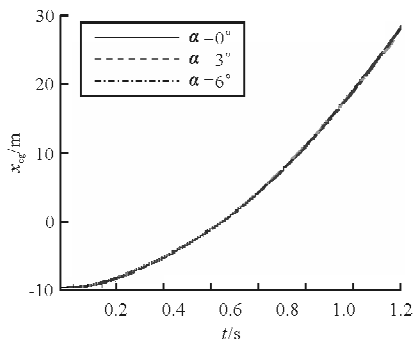


(b) y 轴方向

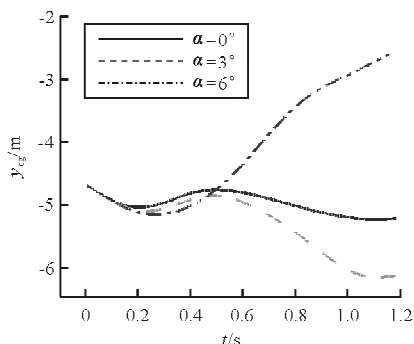


(c) z 轴方向

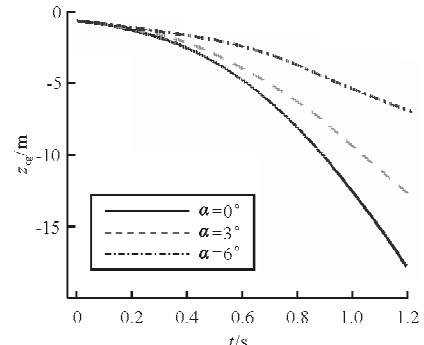
图 4 人员质心位置变化(Ma=0.7)
Fig. 4 Change of men's centroid position(Ma=0.7)



(a) x 轴方向



(b) y 轴方向



(c) z 轴方向

图 5 人员质心位置变化(Ma=0.8)

Fig. 5 Change of men's centroid position(Ma=0.8)

从图 3~图 5 可以看出:

(1) 重力沿 x 轴方向的分量相对于气动力来说很小,所以相同来流马赫数、不同攻角状态下沿 x 轴方向位移分量变化不大。当来流速度增大时, x 轴方向位移分量的差异将会越来越小,与计算结果相符。

(2) 沿 z 轴方向,重力的影响为主要因素,相对而言气动力很小,所以 z 轴方向位移分量主要由重力分量的大小决定,攻角越小,沿 z 轴的分量绝对值越大,所以攻角为 0° 时 z 轴方向位移分量最大,攻角为 6° 时 z 轴方向位移分量最小。并且随着来流速度的增大,气动力影响也逐渐增大,所以马赫数为 0.8 时, z 轴方向位移分量区别较马赫数为 0.6 和 0.7 时更加明显。

(3) 沿 y 轴方向位移分量不同攻角状态下变化程度较大,主要是由于受机翼影响产生的下洗气流以及翼身干扰产生的分离涡导致。当来流马赫数为 0.8, 1.2 s 时, 6° 攻角状态下人员已经非常靠近流场对称面,并且从计算结果来看,有进一步向对称面运动的趋势。

综上所述,沿 x 轴方向和 z 轴方向位移分量的变化比较规律,沿 y 轴(翼展方向)位移分量由于受到下洗流以及分离涡的影响,区别较大。总之速度越快,攻角越大时,人员向对称面运动趋势越明显。

2 人员离机轨迹的快速预测

2.1 POD 方法基本原理

POD 方法的核心思想是通过一系列特殊基函数的线性叠加来获得所求物理场的近似状态^[11]。

假设 S_i 为一个已知的物理场,用 S_i 来表示当前计算状态下物体离机后相对于机身的位移, S_i 可由试验或者 CFD 计算得出,称为一个样本或者快照。假设一个 S_i 由 N 个数据组成,则取 M 个样本组成样本集 \mathbf{S} , \mathbf{S} 是一个 $N \times M$ 阶矩阵。

POD 方法是在样本集 \mathbf{S} 中找到一组最佳正交 φ_k ,使得 S_i 可以表示成 $S_i = \sum_{k=1}^M \partial_{i,k} \varphi_k$,并且 φ_k 满足

$$(\varphi_i, \varphi_j) = \begin{cases} 1 & i=j \\ 0 & i \neq j \end{cases} \quad (2)$$

所有的 φ_k 组成一个正交基矩阵 $\boldsymbol{\varphi} = [\varphi_1, \varphi_2, \dots, \varphi_M]$,最佳正交基要求所有样本在该组基上投影的平均值取得最大。

在此引入矩阵 \mathbf{C} , \mathbf{C} 中的各个元素由样本集得到。

$$C_{ij} = \sum_{k=1}^N S_{i,k} S_{j,k} / M \quad (3)$$

由文献[12]可知,求解最佳正交基转变为求解矩阵 \mathbf{C} 的特征值和特征向量。特征值的大小可以表示为对应正交基在样本中所占能量的比重。因此,可以根据各个正交基所占能量的大小忽略部分能量较小的基底,将样本近似表示为

$$S_i = \sum_{k=1}^L \partial_{i,k} \varphi_k \quad (L > M) \quad (4)$$

通常 L 在某个值时达到最佳,再增大 L 值则有可能导致精度降低,原因是大指数特征基函数会被舍入误差影响^[13]。每个样本对应的系数可由对应的正交基与样本的内积求得,即

$$\partial_{k,i} = (\varphi_k, S_i) \quad (5)$$

本文将 POD 算法应用于人员离机后相对于机身位移的计算中,选取不同飞行状态下 CFD 方法得出的人员 x 、 y 、 z 三个方向的位移为样本,求解相应矩阵 \mathbf{C} 的特征值和特征向量,从而得出各个方向上位移样本集的最佳正交基及相应的系数向量。如此,其他计算状态下的位移可以由最佳正交基近似表示为

$$S_{\text{POD}} = \sum_{k=1}^L \partial_{k,\text{POD}} \cdot \varphi_k \quad (6)$$

当计算状态不属于样本集时,系数 $\partial_{k,\text{POD}}$ 由已知样本数据的 $\partial_{k,i}$ 插值得出,本文采用二维三次样条插值。

2.2 POD 方法算例应用

本文采用双参数 POD 方法,由于没有相关实

验数据,以上文计算的 9 条位移轨迹为样本集,详细介绍 POD 方法来预测马赫数为 0.65、攻角为 2° 时人员离机轨迹的实施步骤。

以预测 x 轴方向位移分量为例,具体实施步骤如下:

(1) 得到样本矩阵 \mathbf{S}

由于上文计算的每条位移曲线有 400 个元素,所以样本矩阵 \mathbf{S} 为 400×9 阶矩阵;

(2) 通过式(3)可以计算出样本矩阵 \mathbf{S} 对应的矩阵 \mathbf{C} ,共有 9 个样本,因此,矩阵 \mathbf{C} 为 9×9 阶实对称方阵。

对应的特征值为

$$\begin{bmatrix} 0.0001 & & & & & & & & \\ & 0.0026 & & & & & & & \\ & & \ddots & & & & & & \\ & & & & & & & & \\ & & & & & & 4.1030 & & \\ & & & & & & & & \\ & & & & & & & & \\ & & & & & & & & \\ & & & & & & & & 314.2879 \end{bmatrix}$$

对应特征向量为

$$[x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6, x_7, x_8, x_9]$$

(3) 构造特征基函数

由于最后两个特征值占全部特征值和的比例超过 99.999%,即累计能量系数超过 99.999%,所以只选取后两个特征向量构造基函数:

$$\varphi_8 = \mathbf{S} \times x_8, \varphi_9 = \mathbf{S} \times x_9$$

并将特征基函数单位化。满足

$$(\varphi_i, \varphi_j) = \begin{cases} 1 & i=j \\ 0 & i \neq j \end{cases}$$

(4) 求解经验系数

经验系数由式(5)可得,其中 t_i 代表的计算状态如表 2 所示。

表 2 t_i 代表的计算状态
Table 2 Calculation state of t_i

$\alpha/(\circ)$	Ma	t_i
0	0.6	t_1
	0.7	t_4
	0.8	t_7
3	0.6	t_2
	0.7	t_5
	0.8	t_8
6	0.6	t_3
	0.7	t_6
	0.8	t_9

$$\alpha_8(t_1) = -21.6577, \alpha_8(t_2) = -22.614, \dots, \alpha_8(t_8) = 18.61, \alpha_8(t_9) = 17.7324. \alpha_9(t_1) =$$

159.852, $\alpha_9(t_2) = 158.939, \dots, \alpha_9(t_8) = 193.962, \alpha_9(t_9) = 193.08$ 。

(5) 进行二维三次样条插值得出预测状态下经验系数

插值出的经验系数为

$$\alpha_8(t_{\text{POD}}) = -2.1351 \quad \alpha_9(t_{\text{POD}}) = 176.3087$$

(6) 重构 x 方向位移分量物理场

根据式(6), 可得出预测状态下 x 方向位移分量:

$$S_{\text{POD}} = \alpha_8(t_{\text{POD}}) \times \varphi_8 + \alpha_9(t_{\text{POD}}) \times \varphi_9$$

采用 POD 方法计算出马赫数为 0.65、攻角为 2° 的 x 、 y 、 z 方向位移分量, 并与通过 CFD 方法得到的位移分量结果进行对比, 如图 6 所示。

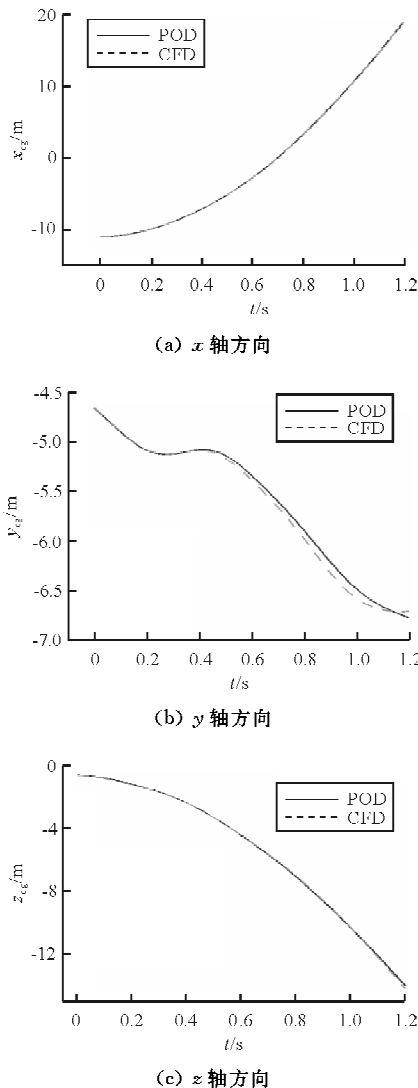


图 6 不同方向位移分量对比

Fig. 6 Comparison of x , y and z -axis direction displacement component

从图 6 可以看出, 采用 POD 方法得出的位移分量在 x 轴方向和 z 轴方向与 CFD 计算结果吻合得较好, 而 y 轴方向的 POD 预测结果与 CFD 计算结果稍有差异, 结果比较满意。在已有样本集的情况下, 采用 POD 方法计算的时间只需几秒钟, 可以大大减少对计算资源的需求以及节省大量计算时间。如果增加样本数据的密度和数量, 采用 POD 方法预测结果的精度将进一步提高。

3 结 论

本文采用动态嵌套网格技术, 运用 CFD 方法计算出人员离机轨迹数据, 并以计算结果作为样本, 完成了双参数变化时的人员离机轨迹快速预测, 使用 POD 方法快速预测的人员离机轨迹结果与 CFD 数值模拟结果吻合较好, 为物体离机轨迹预测在工程应用上提供了一种快速简便的方法。

受到计算资源所限, 本文选取的样本数量较少, 并只选取了双参数(攻角和马赫数)来验证 POD 方法。下一步研究可以创建更大规模的样本数据库, 选取三参数乃至多参数方法来快速预测人员或物体的离机轨迹。

参 考 文 献

- [1] Rock S G, Habchi S D. Validation of an automated chimera methodology for aircraft escape systems analysis [J]. AIAA-98-0767, 1998.
- [2] Snyder D O, Koutsavdis E K, Anttonen J S R. Transonic store separation using unstructured CFD with dynamic meshing[J]. AIAA-2003-3919, 2003.
- [3] 桑为民. 基于自适应直角切割及混合网格的 Euler/N-S 方程数值模拟[D]. 西安: 西北工业大学, 2002. Sang Weimin. Euler/N-S equation numerical simulation based on the adaptive cartesian grid and mixed grid[D]. Xi'an; Northwestern Polytechnical University, 2002. (in Chinese)
- [4] Berkooz G, Holmes P, Lumley J L. The proper orthogonal decomposition in the analysis of turbulent flows[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1993, 25(1): 539-575.
- [5] Bleris L G, Kothare M V. Reduced order distributed boundary control of thermal transients in microsystems [J]. Control Systems Technology, 2005, 13(6): 853-867.
- [6] 吴琳, 房建成, 杨照华. 本征正交分解在气动光学畸变仿真中的分析与应用[J]. 红外与毫米波学报, 2007, 26(4): 312-316. Wu Lin, Fang Jiancheng, Yang Zhaohua. Proper orthogonal

- decomposition applied in the analysis of simulating aero-optical distortions[J]. *Journal of Infrared and Millimeter Waves*, 2007, 26(4): 312-316. (in Chinese)
- [7] 潘峰, 孙炳楠, 陈勇. 基于双POD模型的空间相关三维随机风场数值模拟[J]. *工程力学*, 2008, 25(3): 200-205.
Pan Feng, Sun Bingnan, Chen Yong. Three-dimensional numerical simulation of spatial-correlated stochastic wind field based on double POD model[J]. *Engineering Mechanics*, 2008, 25(3): 200-205. (in Chinese)
- [8] 和兴锁. *理论力学*[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2001.
He Xingsuo. *Theoretical Mechanics*[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2001. (in Chinese)
- [9] Jameson A, Schmidt W, Turkel E. Numerical solutions of the Euler equations by finite volume methods using runge-kutta time-stepping schemes[J]. AIAA-81-1259, 1981.
- [10] Laffin K R, Klausmeyer S M, Zickuhr T, et al. Data summary from second AIAA computational fluid dynamics drag prediction workshop[J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(5): 1165-1178.
- [11] 丁鹏, 陶文铨. 建立低阶模型的POD方法[J]. *工程热物理学报*, 2009, (30)6: 1119-1021.
Ding Peng, Tao Wenquan. Reduced order modeling with the proper orthogonal decomposition[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2009, 30(6): 1019-1021. (in Chinese)
- [12] Ostrowski Z, Białecky R A, Kassab A J. Estimation of constant thermal conductivity by use of proper orthogonal decomposition[J]. *Computational Mechanics*, 2005, 37(1): 52-59.
- [13] Ding Peng, Wu Xuehong, He Yaling, et al. A fast and efficient method for predicting fluid flow and heat transfer problems[J]. *Journal of Heat Transfer*, 2008, 130(3): 1-17.

作者简介:

刘晓宇(1987—),男,硕士研究生。主要研究方向:多体分离非定常数值模拟。

桑为民(1974—),男,副教授。主要研究方向:理论与设计空气动力学、计算流体力学。

鲁天(1989—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞机结冰数值计算。

郝超(1988—),男,硕士研究生。主要研究方向:多体分离非定常数值模拟。

(编辑:赵毓梅)