

## 跨声速翼型风洞开孔壁的简化模型数值模拟

金佳林<sup>1</sup> 高超<sup>2</sup> 张正科<sup>2</sup>

(1. 中国航天空气动力技术研究院,北京,100074;2. 西北工业大学翼型叶栅国家重点实验室,西安,710072)

**摘要:**以开孔壁翼型风洞为研究对象,构建简化的仿真模型,模拟开风洞孔壁附近及小孔内的流动,研究开孔壁对风洞试验的影响。研究了开孔壁流动的主要特征参数并建立多孔板模型,为进一步建立数值风洞模型及研究洞壁干扰提供参考。通过简化的孔壁模型,研究了开闭比等特征参数对风洞流场和翼型绕流的影响。分析了孔壁附近的壁压分布信息,为壁压法修正洞壁干扰提供了参考。构建了二维简化孔壁模型和多孔介质孔壁模型,并验证了以多孔板模型模拟孔壁风洞流场的可行性。本文建立了一种研究跨声速孔壁风洞的孔壁效应的数值方法,为跨声速孔壁风洞流场的模拟研究提供参考,为进一步构建可靠的风洞孔壁数值模拟数学模型提供一种研究思路。

**关键词:**空气动力学;跨声速风洞;开孔壁;洞壁效应;数值模拟

中图分类号:V211.3

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2017)S-0001-05

## Numerical Simulation of Simplification Model for Perforated-Wall in Transonic Airfoil Wind Tunnel

JIN Jialin<sup>1</sup>, GAO Chao<sup>2</sup>, ZHANG Zhengke<sup>2</sup>

(1. China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing, 100074, China;

2. National Key Laboratory of Aerodynamic Design and Research, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, 710072, China)

**Abstract:** The influence of perforated wall on subsonic and transonic wind tunnel tests is studied. The goal is to quantify the effects of the wind tunnel walls and characterize the key parameters affecting the flow field in order to construct a numerical model and realize experimental data corrections. With the numerical simulation analysis, a simplified 2-D perforated-wall model and a porous-medium-type wall model are established for a transonic perforated-wall wind tunnel. The effect of porous wall on the flow field of transonic airfoil wind tunnel is numerically simulated. The effect of parameters such as porosity of the perforated wall is analyzed. The porous-medium-type wall model is studied to provide a new method to simulate the flow field of perforated-wall wind tunnel. It would be helpful for the investigation of the wall effect in wind tunnel tests in the future.

**Key words:** aerodynamics; transonic wind tunnel; perforated wall; wall effect; numerical simulation

跨声速风洞最大的特征是风洞试验段中壁板为开槽或开孔的通气壁,试验段外部为驻室,通气壁能有效地在试验段与驻室之间进行气体交换,以减小跨声速范围内风洞气流的堵塞程度,在一定程度上降低了洞壁干扰影响<sup>[1-2]</sup>。对于跨声速孔壁风

洞中洞壁干扰影响的评估一般还是通过风洞对比试验扣除干扰量或者通过壁压信息法、涡格法等基于线性小扰动理论的方法<sup>[2-7]</sup>。随着更复杂的飞行器气动布局的出现,对风洞试验中的洞壁干扰评估与修正的需求越来越迫切,而对开孔壁和开槽壁等

收稿日期:2017-05-15;修订日期:2017-06-20

通信作者:金佳林,男,工程师,E-mail:hkjjlm@126.com。

引用格式:金佳林,高超,张正科. 跨声速翼型风洞开孔壁的简化模型数值模拟[J]. 南京航空航天大学学报,2017,49(S):1-5. JIN Jialin, GAO Chao, ZHANG Zhengke. Numerical simulation of simplification model for perforated-wall in transonic airfoil wind tunnel[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(S):1-5.

透气壁面的研究则是跨声速风洞洞壁干扰影响研究的关键。

随着基于 Navier-Stokes 方程的计算流体力学方法的发展,对于跨声速风洞的孔壁流动可以尝试着建立更合理的分析方法和非线性修正方法,而其关键则是对于跨声速孔壁风洞流场的深入研究和开孔壁流动特征的模拟。但是,开孔壁的壁板形式使得全流场的网格构建工作量巨大,计算成本高,耗时过长。构建一种广泛适用于跨声速孔壁风洞的简化数值模型是一种实用思路,文献[8,9]通过使用特定的孔壁模型<sup>[10]</sup>作为边界条件来求解 Navier-Stokes 方程,评估翼型试验的开孔壁影响。文献[11,12]则提出了另一种数值模拟方案。本文的研究是以简化的二维翼型风洞为研究对象,研究孔壁风洞的开孔壁影响以及开孔壁流动参数。简化开孔壁板来构建二维流动可以在很大程度上降低研究难度,方法简单,思路明确,可以较为简洁地获取开孔壁面附近的流动特征,为建立开孔壁的数值模型提供了参考。

## 1 跨声速风洞二维简化孔壁模型

NF-6 跨声速翼型风洞试验段上下洞壁为开孔壁,开孔轴线与气流速度的法向成  $60^\circ$  夹角,孔的通气面积占壁板面积的  $6\%$ ,开闭比  $\epsilon = 0.06$ 。试验段尺寸长  $\times$  宽  $\times$  高  $= 3 \text{ m} \times 0.4 \text{ m} \times 0.8 \text{ m}$ 。NF-6 风洞的 NACA0012 翼型试验数据可以作为此次数值模拟的主要对比数据。视风洞流场为二维流场,即取风洞对称面作为风洞流场的代表,将对称面上的流动作为研究对象,构建的计算域包括试验段、驻室、上下壁板和扩张段部分,主要特征尺寸参数与风洞实际尺寸相同,上下壁板厚度  $h = 8 \text{ mm}$ ,开孔直径  $D = 8 \text{ mm}$ ,开闭比  $\epsilon = 6\%$ 。包含 NACA0012 翼型的开孔壁风洞小孔形式和计算域内网格划分如图 1 所示。在计算过程中可以通过调整小孔尺寸和开孔形式来模拟开孔壁特征参数对

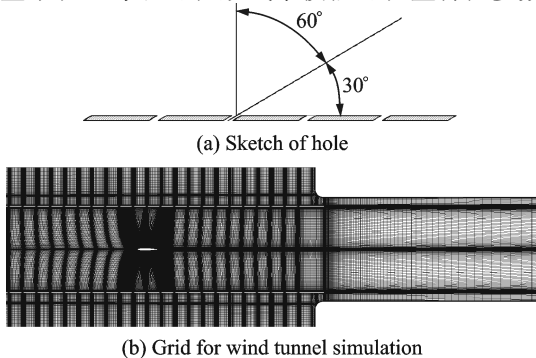


图 1 计算模型与网格划分

Fig. 1 Computation model and grid for wind tunnel simulation

流场的影响,整个计算域的拓扑结构基本不变;去掉翼型可以在相似的拓扑结构下模拟空风洞流场。

采用有限体积法求解 RANS 方程,利用 Roe-FDS 通量差分方法进行离散处理,全隐式时间推进方法,选用 Menter<sup>[13]</sup>发展的 SST  $k-\omega$  湍流模型。在试验段入口设置压力入口边界条件,给定来流总压、初始静压和总温条件;扩张段出口使用压力出口边界条件,给定出口静压;翼型和风洞洞壁实壁都采用无滑移物面边界条件。

## 2 开孔壁的堵塞效应影响

在跨声速风洞试验中,一定开闭比的开孔壁或者开槽壁能有效地使得试验段与驻室之间进行气流交换,当试验段内气流堵塞时可以将气体排出到驻室内,使得试验段内气流能进一步膨胀,以获得速度大、分布均匀的高品质流场。模拟开孔角度为  $60^\circ$  的开孔壁在不同开闭比情况下的风洞流场与实壁风洞流场,分析开闭比对风洞流场的影响。分别模拟了开闭比为  $3\%$ ,  $6\%$ ,  $12\%$  和实壁 4 种壁板情况下的空风洞流场。图 2 给出了 4 种开闭比风洞的中心轴线上的马赫数分布,坐标  $x = -1.3 \text{ m}$  和  $x = 1.7 \text{ m}$  处分别为试验段的入口与出口。4 种算例的入口马赫数都控制在  $Ma = 0.8$ 。

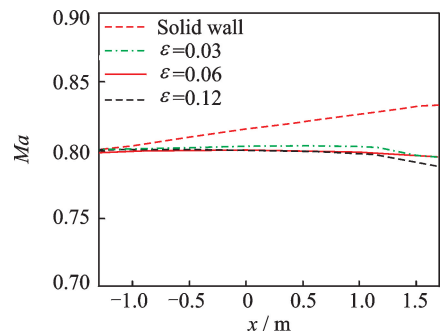


图 2 不同开闭比试验段中心线上的流场马赫数分布对比  
Fig. 2 Mach number distribution along centerline in test section under different  $\epsilon$

如图 2 所示,实壁条件下风洞中心轴线上的空气流通速度随离试验段入口的距离增加而增大,试验段内不能产生均匀的流场,难以满足风洞实验流场品质的要求,这主要是由于黏性作用导致上下壁面附近的边界层厚度随离试验段入口的距离而增加,中心段的气流逐渐加速。开闭比为  $3\%$  的斜孔壁试验段内气流速度也有一定程度的增加,而开闭比为  $6\%$  的孔壁试验段的气流速度比较均匀,开闭比  $12\%$  的试验段内气流在超过一定区域后气流速度有所减小。开孔壁都能使得试验段排出一部分流量,有效地消除堵塞,与实壁相比有明显的区别。开闭比过小不能完全消除堵塞,开闭比过大则会膨胀过度。

### 3 开孔壁对翼型试验的影响

为分析开孔壁特征参数对翼型试验的影响,选取了NF-6风洞的NACA 0012翼型试验结果作为对比,计算参数与NF-6风洞试验参数基本相同,NF-6风洞试验结果按照文献[14]中的修正方法进行了侧壁干扰修正,对比分析时采用的是修正后的试验状态。如图3所示为开闭比6%的孔壁算例结果的对比,计算状态为 $Ma = 0.80, \alpha = 0^\circ$ 。

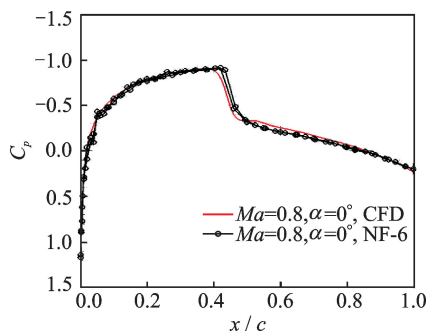


图3 计算与试验的翼型表面压力分布对比

Fig. 3 Comparison of pressure coefficient distribution

图3的对比结果表明:简化后的孔壁风洞模型中翼型的压力分布与相同试验状态的翼型试验结果吻合较好,简化模型能描述孔壁的主要特征,为孔壁流动的分析提供基础。孔壁风洞除了能较好地消除试验段内的气流堵塞,还能较好地消除跨声速试验中激波反射干扰。如图4所示为入口 $Ma = 0.80, \alpha = 0^\circ$ 时的孔壁试验段内马赫数分布云图,从图中可以看出在上下孔壁附近,翼型表面的激波没有明显反射。

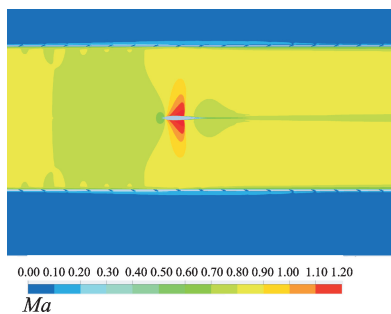


图4 入口 $Ma = 0.8, \alpha = 0^\circ$ 计算状态下的马赫数云图

Fig. 4 Mach number contours at inlet  $Ma = 0.8, \alpha = 0^\circ$

为了研究不同开闭比的孔壁对试验段内翼型试验结果产生的影响,分别模拟不同开闭比状态下风洞流场,对比翼型绕流和压力分布。图5为不同开闭比的风洞试验段内NACA 0012翼型的表面压力分布对比结果,计算状态为 $Ma = 0.80, \alpha = 0^\circ, Re = 3.0 \times 10^6$ 。

由图5对比结果可以发现,除了 $\epsilon = 6\%$ 的开闭比条件下计算与实验结果吻合较好,其余随着开

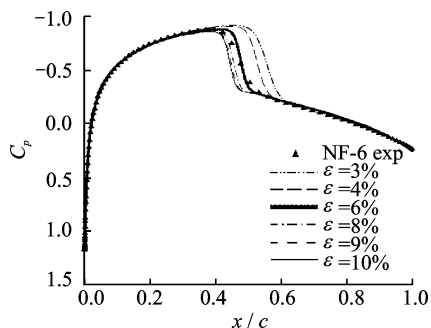


图5 不同开闭比时NACA 0012翼型压力分布( $Ma = 0.8, \alpha = 0^\circ$ )

Fig. 5 Comparison of pressure distribution on NACA0012 airfoil surface under different  $\epsilon$  ( $Ma = 0.8, \alpha = 0^\circ$ )

闭比由 $\epsilon = 3\%$ 变化到 $\epsilon = 10\%$ ,翼型表面激波位置逐渐向翼型前缘移动。这是因为孔壁开闭比越小,驻室和试验段内气流交换越难,试验段堵塞越大,导致翼型模型附近马赫数增大;反之开闭比越大,试验段内进入驻室的气流流量越大,试验段内气流速度越低,马赫数减小,翼型表面激波位置越靠前,翼型表面负压峰值降低。

### 4 多孔介质型孔壁模型构建

在对开孔壁简化模型的流场模拟过程中,可以发现如果不关注气体流过小孔的细节,考虑到孔壁的小孔分布均匀,总体考虑孔壁对流动的改变,将孔壁处理成既不完全是流体也不是完全是固体,类似于多孔介质的一种特殊的界面,从而可以对孔壁进行平均处理。这种处理方式称之为多孔介质型孔壁模型边界条件,由传统多孔介质的经验模型所描述的压降特征与速度的关系推广而来。当定义了一个多孔板模型,将这种特征关系结合多孔介质的阻力经验关系式作为动量方程附加的源项,流动的压力损失就可以由源项来决定。热传导问题也可以得到描述,认定多孔介质与流体流动间的热平衡假设。将多孔介质的经验模型描述的压降与速度关系作为附加的动量源项

$$S_j = -\frac{C}{\sqrt{K}}\rho |v_j| |v_j| \quad (1)$$

式中: $S_j$ 为 $j$ 方向( $x, y, z$ )的动量损失源项; $K$ 为多孔介质渗透率; $v_j$ 为 $x, y, z$ 各方向的速度分量; $C$ 为孔板参数,与开闭比有关。动量损失的源项对压力梯度有贡献,压降与流体速度成比例。

#### 4.1 多孔介质型孔壁模型的验证

为验证多孔介质型孔壁模型的可靠性,以文献[15,16]中的孔板为验证算例,孔板主要特征及小孔参数如图6所示,孔板流动的简化计算域如图7所示。计算参数与文献[15,16]中的流动参数相

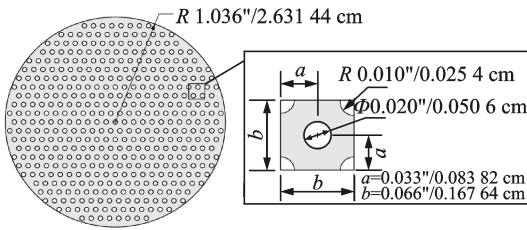


图6 多孔板计算算例模型及小孔特征

Fig. 6 Characteristics of porous wall case and holes

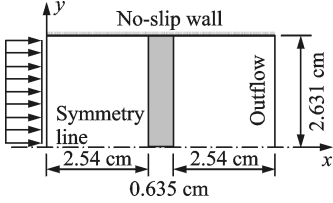


图7 多孔板流动计算域参数及边界条件设置

Fig. 7 Computation domain and boundary conditions

近,孔板参数由文献中实验参数获得。

表1是算例的计算结果与文献[15,16]提供的试验结果的对比,表中 $v$ 为入口速度, $\epsilon$ 为孔板的开闭比, $\Delta P_{\text{com}}$ 和 $\Delta P_{\text{exp}}$ 分别为计算与试验获得的孔板两侧的压力差。

表1 多孔板压降的数值计算结果与试验对比

Tab. 1 Porous plate pressure drop comparison between numerical simulation and experiment

case	$v/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$v/\epsilon$	$Re_d$	$\Delta P_{\text{com}}/\text{Pa}$	$\Delta P_{\text{exp}}/\text{Pa}$
1	10.5	72.82	2 434	5 351	5 159
2	13.1	90.85	3 033	8 327	8 331
3	16.3	113.0	3 772	1 2891	12 790
4	18.1	125.5	4 195	15 894	15 830
5	20.1	139.4	4 653	19 600	19 140
6	23.3	161.6	5 400	26 336	26 070
7	25.8	178.9	5 970	32 290	32 750

通过对比两侧的压力差,可以认为数值模拟的流场与试验相同,多孔板模型可以比较准确地模拟多孔板流动,多孔板模型能够描述开孔板的流动特征,但是与孔板相关的参数 $C$ 是先决条件,一般只能通过试验获得。

#### 4.2 多孔介质型孔壁模型应用于风洞流场模拟

在真实风洞流场中,由于上下壁有大量的孔存在,全流场模拟难以获得,因而应用多孔板模型进行全流场模拟则成为一个解决思路。但是与多孔板相关的参数 $C$ 在风洞中测量有一定困难,而前述的二维简化孔壁模型则可以提供风洞开孔壁两侧的流场信息。

图8是应用多孔板模型于多孔壁风洞流场模拟得到的NACA0012翼型表面压力分布与NF-6风洞试验和Langley风洞试验结果<sup>[17]</sup>对比,计算状态分别为 $M=0.60, \alpha=2^\circ$ 和 $M=0.78, \alpha=2^\circ$ 。

NF-6风洞的翼型试验结果为侧壁干扰修正后的压力分布,Langley风洞的试验结果为文献中提供的数据,由于文献提供的试验迎角有限,与计算状态以及NF-6风洞的试验迎角有些许差别。由图8的对比结果可以认为数值模拟得到的NACA 0012翼型表面压力分布与试验数据基本上比较接近,但是还有一些误差:计算的上表面负压偏低一些,峰值稍靠前,下表面负压偏高。

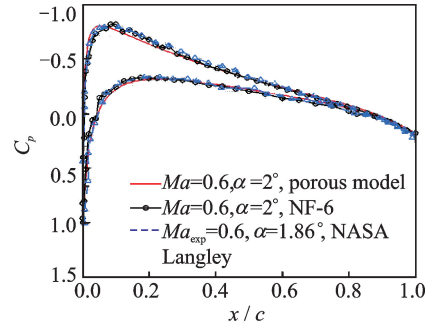
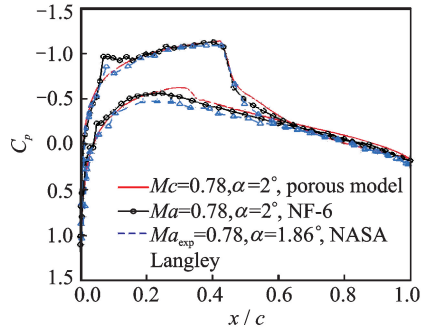
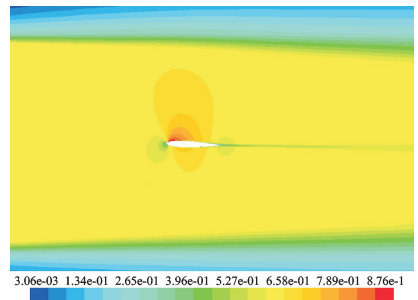
(a)  $Ma=0.60, \alpha=2^\circ, Re=3.0 \times 10^6$ (b)  $Ma=0.78, \alpha=2^\circ, Re=3.0 \times 10^6$ 图8  $\epsilon=6\%$ 多孔板模型的数值模拟与试验对比

Fig. 8 Comparison between computation of porous-medium-type wall model and experiment data

图9是计算的风洞试验段内的流场马赫数云图, $Ma=0.60, \alpha=2^\circ, Re=3.0 \times 10^6$ ,由马赫数云图中可以发现试验段内气体流速还有一些增加。主要原因应该是多孔板模型的惯性项的阻尼参数 $C/\sqrt{K}$ 选取以及多孔板模型应用于斜孔壁时的参数设置还有一些问题,需要改进。

图9 试验段内计算流场马赫数云图( $Ma=0.60, \alpha=2^\circ, Re=3.0 \times 10^6, \epsilon=6\%$ )Fig. 9 Mach number contours in test section computed by porous-medium-type wall ( $Ma=0.60, \alpha=2^\circ, Re=3.0 \times 10^6, \epsilon=6\%$ )

但是在一定程度上还是可以认为多孔介质型孔壁模型数值模拟获得的流场与风洞试验非常接近,可以在一定程度上作为开孔壁风洞流场分析的工具,之后的工作应该是研究风洞中开孔壁面的流动特征参数,特别是在试验中测量壁板两侧的压力与速度特征,构建更准确的多孔板数值模型。

## 5 结 论

通过数值模拟方法对孔壁风洞特征的研究可以得出以下结论:

(1) 相较于实壁风洞,孔壁风洞减小了风洞堵塞,在试验段内产生均匀的气流,使得气体不断加速而不出现壅堵,满足跨声速风洞试验要求。

(2) 二维简化孔壁模型的孔壁数值模拟能够为孔壁风洞模拟提供一定的参考,特别是在二维翼型风洞中,通过对简化孔壁的模拟,能够排除侧壁干扰的影响,独立分析孔壁干扰对流场的影响,而且能够为研究孔壁参数如开孔尺寸、开孔方向、开闭比等特征参数的研究提供便利。

(3) 多孔介质型孔壁模型在孔壁风洞流场数值模拟中的应用能为建模提供更大的便利,该模型的模拟结果与试验吻合。只要能够在风洞流场的数值模拟过程中求解多孔介质型孔壁模型控制方程,合理地设置参数,就可以更准确地模拟风洞流场。

### 参考文献:

- [1] 刘政崇. 高低速风洞气动与结构设计[M]. 北京:国防工业出版社,2003.  
LIU Zhengchong. Aerodynamic and structural design of high and low speed wind tunnel[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003.
- [2] RAMASWAMY M A. Supersonic flow development in slotted wind tunnels[J]. AIAA Journal, 1982, 20(6):805-811.
- [3] KRAFT E M. Advances at AEDC in treating transonic wind tunnel wall interference[R]. ICAS-86-1.6.1, 1986.
- [4] CRITES R C. Modeling the ventilated wind tunnel wall[R]. AIAA 92-0035, 1992.
- [5] Jr KEMP W B. A panel method procedure for interference assessment in slotted-wall wind tunnels[R]. AIAA 88-2537, 1988.
- [6] BROWNE L. Application of panel method to wind tunnel wall interference corrections[R]. AIAA 90-0007,1990.
- [7] LO C F, SICKLES W L. Two-measured variable method for wall interference assessment/correction [R]. NASA CP-3020, 1988.
- [8] MORKY M, OHMAN L H. Application of the fast fourier transform to two-dimensional wind tunnel wall interference[J]. Journal of Aircraft, 1980, 17(6):402-408.
- [9] MORKY M. Double-panel method for half-model wind tunnel corrections[J]. Journal of Aircraft, 1987, 24(5):779-785.
- [10] Jr KEMP W B. TWINTN44: A program for transonic four wall interference assessment in two-dimensional wind tunnels[R]. NASA CR-37777,1984.
- [11] MASKELL E C. A theory of blockage effects on bluff bodies and stalled wings in a closed wind tunnel [R]. ARC R&M 3400, 1965.
- [12] CASTRO B M, EKATERINARIS J A, PLATZER M F. Transonic flutter computations for the NLR 7301 airfoil inside a wind tunnel[R]. AIAA 2000-0984, 2000.
- [13] CASTRO B M, JONES, K D, EKATERINARIS J A, et al. Analysis of the effect of porous wall interference on transonic airfoil tunnel[R]. AIAA 2001-2725, 2001.
- [14] MORKY M, CHAN Y Y, JONES D J. Two-dimensional wind tunnel wall interference [R]. AGARD-AG-281, 1983.
- [15] NAMBU T, HASHIMOTO A, AOYAMA T, et al. Analysis and modeling of flow through wind tunnel porous wall[R]. AIAA 2010-4858, 2010.
- [16] NAMBU T, HASHIMOTO A, SATO T. Numerical analysis of wind tunnel wall interference on two-dimensional airfoil by new porous wall model[R]. AIAA 2012-3229, 2012.
- [17] MENTER F. Two-equation eddy-viscosity turbulence model for engineering applications [J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [18] MURTHY A V. Similarity rule for sidewall boundary-layer effects in airfoil testing[J]. AIAA Journal, 1987, 25(11):1522-1524.
- [19] EMRE S, WEI S, SIDDHARTH T. Multi-scale porous media modeling for liquid rocket injector applications[R]. AIAA 2006-5044, 2006.
- [20] TuLLY L R, OMAR A, CHUNG J N, et al. Fluid flow and heat transfer in a liquid rocket fuel injector [R]. AIAA 2005-4127, 2005.
- [21] HARRIS D. Two-dimensional aerodynamic characteristics of the NACA0012 airfoil in the Langley 8-foot transonic pressure tunnel [R]. NASA TM-81927,1981.