

文章编号:1000-8055(2011)07-1615-06

超临界翼型跨声速激波振荡数值模拟

魏 志, 陶 洋, 王红彪

- (1. 中国科学技术大学 工程科学学院 近代力学系, 合肥 230026;
2. 中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 应用 DES(detached eddy simulation)方法研究了 SC(2)-0714 超临界翼型跨声速自维持激波振荡现象. 使用的 DES 方法预测了激波在翼型上表面的周期性运动, 分析了雷诺数对激波运动的减缩频率、平均激波位置、脉动压力系数等非定常特性的影响. 结果表明: 雷诺数对激波振荡运动特性的影响呈非线性关系; 而雷诺数为 6×10^6 时的激波振荡运动特性与雷诺数分别为 15×10^6 及 30×10^6 时的特性存在明显差异.

关 键 词: 超临界翼型; 跨声速流动; 激波; 自维持运动; 数值模拟

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Numerical simulation of transonic shock oscillations on a supercritical airfoil

WEI Zhi, TAO Yang, WANG Hong-biao

- (1. Department of Modern Mechanics, School of Engineering Science, University of Science and Technology of China, Hefei 230026, China;
2. High Speed Aerodynamics Institute, China Aerodynamic Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: Detached eddy simulation (DES) method was applied to study the self-sustained shock oscillations phenomenon of SC(2)-0714 supercritical airfoil in this paper. The periodic shock motion on the upper surface of the airfoil was predicted using the two-dimensional DES method in present calculation. The effects of Reynolds number (Re) on the reduced frequency of the shock motion, mean shock position and coefficients of fluctuation pressures were also studied in the paper. The results show that Reynolds number has a non-linear influence on shock oscillation motion character. Compared with $Re=15 \times 10^6$ and $Re=30 \times 10^6$ flow condition, the shock oscillation character in case of $Re=6 \times 10^6$ condition is obviously different.

Key words: supercritical airfoil; transonic flow; shock; self-sustained motion; numerical simulation

超临界机翼上因跨声速激波/边界层干扰而诱导产生的自维持激波振荡运动是跨声速激波抖动产生的主要原因, 会对大型运输类飞行器的飞行品质和结构寿命产生十分不利的影响. 因此, 预

估超临界机翼上的激波振荡规律、减小激波振荡的运动幅度或延迟激波振荡的起始攻角对大型运输类飞行器的研制具有十分重要的意义. Lee 等人以 BGK NO. 1 超临界翼型为研究对象, 通过一

收稿日期: 2010-05-11; 修订日期: 2010-08-31

基金项目: 国家自然科学基金(10972233)

作者简介: 魏志(1980—), 男, 安徽无为, 工程师, 硕士生, 研究方向为跨声速实验空气动力学.

系列的风洞实验研究,建立了自维持激波振荡运动的压力波(pressure waves)/逆流波(upstream waves)反馈机制模型.该模型认为,激波诱导出的压力波沿分离区边界层向下游传播至翼型尾缘,在尾缘附近产生大尺度涡结构的运动,由此而产生向上游传播的逆流波为激波的运动提供能量,而激波运动又对分离区的压力脉动施加新的影响,压力波和逆流波之间的相互作用构成了激波周期性运动的闭环反馈机制^[1-3].在数值研究方面,主要以翼型为研究对象和使用 URANS(unsteady Reynolds averaged Navier-Stokes)方法计算此类问题.但 Brunet 的研究结果表明,URANS 方法的计算攻角需要在实验值的基础上适当增加,才能得到非定常解^[4].Deck 使用分区 DES(detached eddy simulation)方法捕捉到 OAT15A 超临界翼型尾缘附近的大尺度旋涡运动及其产生的逆流波,主要的非定常流动特性也与实验值吻合较好^[5].

由于确定大型运输类飞行器的跨声速抖振边界、抖振载荷和脉动压力的地面实验一般在常规生产性跨声速风洞中开展,其雷诺数 Re 模拟能力大多在 $3 \times 10^6 \sim 16 \times 10^6$ 之间,与飞行条件下的 Re 相差甚远, Re 对跨声速抖振特性和脉动压力的影响需予以明确,而国内在这一方面的研究甚为少见,因此开展 Re 对跨声速抖振特性的影响研究具有重要的应用价值.

本文的主要工作是使用 DES 方法,在考察了网格影响效果后,计算模拟了激波振荡运动的流场演化过程,并研究了 Re 对 SC(2)-0714 超临界翼型激波运动的减缩频率、平均激波位置、脉动压力系数等非定常气动特性的影响.

1 数值方法和湍流模型

使用有限体积法离散非定常 Navier-Stokes 方程.其中,对流项采用二阶迎风型 Roe 格式进行离散,而采用二阶中心差分格式离散黏性项和使用 DES 方法模拟湍流运动;时间项采用隐式 AF(approximate factorization)方法进行离散,并采用伪时间步长法使时间精度达到二阶.

DES 方法是由 Spalart,Strelets 等人提出的一种将 URANS 和 LES(large eddy simulation)联系在一起的混合方法^[6-8].DES 方法的基本思想是:通过适当处理,使其在近壁处采用 URANS 模拟近壁面处的流动,而在离壁面较远处采用 LES 计算大尺度涡结构. DES 方法既综合了

URANS 和 LES 的优点,同时也克服了 URANS 在模拟分离流方面的不足和 LES 因壁面网格要求苛刻而导致计算量大的缺点,可以用较少的网格数目预测高 Re 时的分离流动,使其可应用于工程实践^[5].在文中,近壁处的湍流模型选用 S-A(Spalart-Allmaras)模型,但其中的长度尺度 d (即任意点到最近壁面的距离)用 $\tilde{d}$ 代替,其表达式为: $\tilde{d} = \min(d, C_{des} \Delta)$. 而 Δ 为网格中心到相邻单元中心的最大距离,系数 C_{des} 取 0.65.而在离壁面较远处的 LES 区域使用 Smagorinsky 涡黏模型构造亚格子项^[9-10].

2 结果及分析

本文以 SC(2)-0714 超临界翼型为研究对象.翼型的最大相对厚度为 14%,曾在美国 Langley 中心的 0.3 m 低温跨声速风洞进行过高 Re 抖振实验^[11-12].在考察网格影响效果后,主要采用了周向和法向节点数分别为 597 和 175 的 C 型计算网格,其中翼型表面沿周向布置了 357 个节点,而尾迹区沿周向布置 121 个节点,第一层网格距壁面最大法向距离不超过 5×10^{-7} ,时间步长取 0.0010.主要计算参数为: $Ma=0.725$,攻角 $\alpha=2^\circ \sim 4^\circ$,基于气动弦长的 Re 范围为 $6 \times 10^6 \sim 30 \times 10^6$.

2.1 网格影响分析

为考虑网格的疏密程度对计算结果的影响,图 1 给出了 $Re=30 \times 10^6$ 时 $\alpha=2^\circ$ 和 $\alpha=3^\circ$ 下不同计算网格与风洞实验得到的平均压力系数分布对比.结果表明网格的疏密程度对平均激波位置有一定影响,但网格的疏密程度对上表面超声速区和下表面的压力系数分布影响较小,说明数值计算与实验在上表面超声速区的压力系数值存在一定差异与实验中存在较大的跨声速洞壁干扰(风洞实验中的堵塞度为 5%)有关.此外,计算结果还表明网格的疏密程度对激波运动的起始位置影响明显,而对激波运动的终止位置影响较小.上述结果表明采用 299×88 的计算网格无法给出较满意的结果,而密网格与中密网格给出的平均激波位置、激波运动范围与减缩频率差异较小, 597×175 的计算网格基本体现了激波振荡运动及其流场演化规律.因此,本文给出的计算结果都是基于 597×175 的 C 型计算网格.

2.2 激波振荡运动的流动结构分析

为说明激波在翼型表面作周期性运动流场结构的演化过程,以 $\alpha=3.5^\circ$ 和 $Re=6 \times 10^6$ 条件下

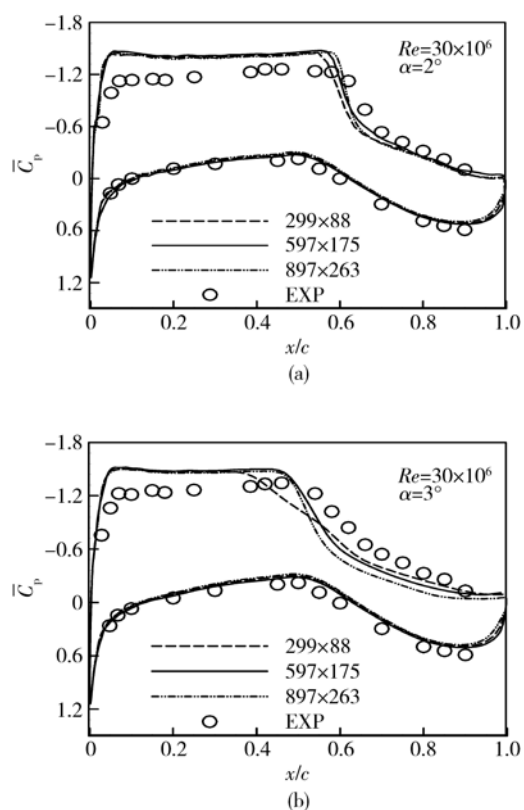


图1 翼型表面平均压力系数

Fig. 1 Mean pressure coefficients around the airfoil

的激波振荡运动为例,图2和图3分别给出了尾缘附近一个周期内的瞬时流线和翼型上表面相应时刻的瞬时压力系数.图3说明使用DES方法可以较好地捕捉到尾缘附近涡结构的演化过程.图2和图3共同描述了激波振荡运动在一个完整周期内的演化过程:激波首先引起了流动分离,由此形成了尾缘附近大尺度涡结构的运动,涡结构的运动改变了激波下游附近的流场;为满足 Rankine-Hugoniot 关系式,超声速区随之扩大,激波

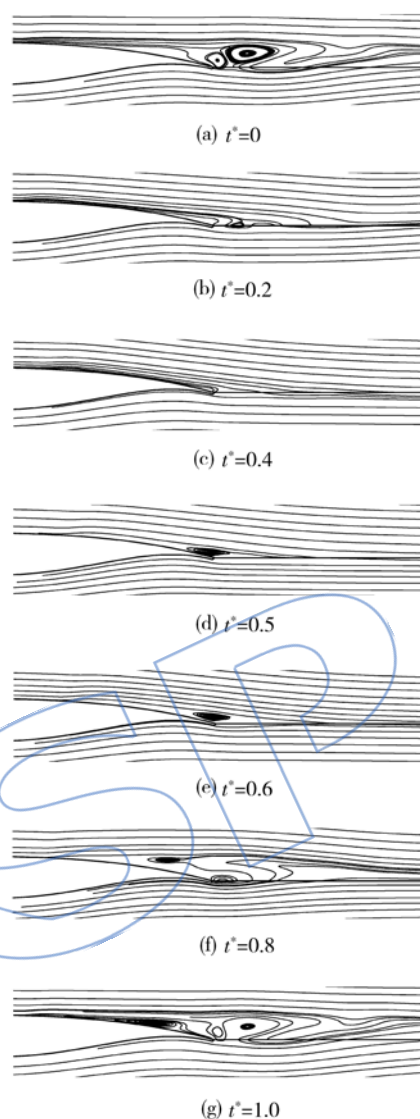


图2 翼型尾缘附近在一个周期内不同时刻的流线图

Fig. 2 Streamline plots in the vicinity of the trailing edge at different instant time in one period

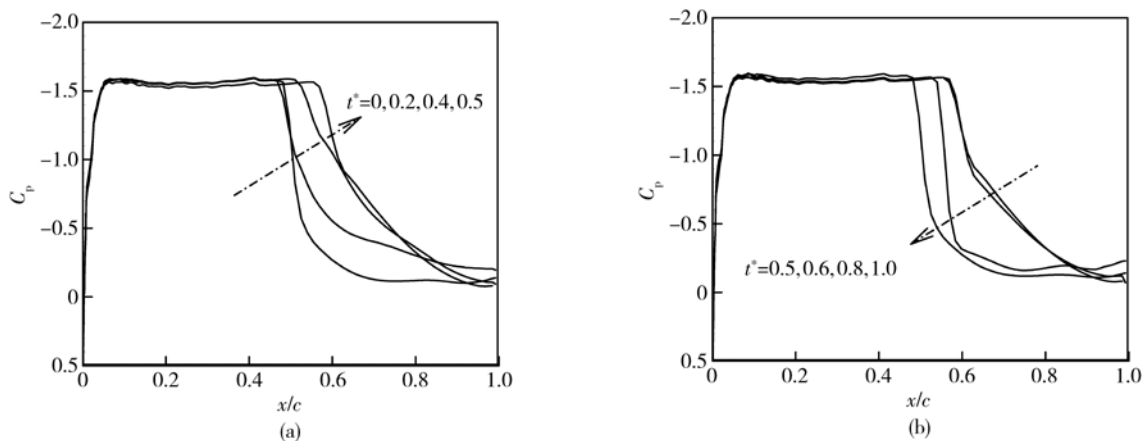


图3 翼型上表面一个周期内的瞬时压力系数

Fig. 3 Instant pressure coefficients on the upper surface of the airfoil in one period

向下游运动并且强度减弱,激波引起的分离和尾缘附近涡结构的运动也相应减弱;当超声速区达到最大和激波强度最弱时,涡结构的继续运动加剧了尾缘附近的分离;为满足 Rankine-Hugoniot 关系式,超声速区减小,激波向上游移动,激波振荡运动因而形成。

2.3 Re 对激波振荡运动的影响

图4给出了不同 Re 下计算得到的平均压力系数 $\bar{C}_p$, 表1给出了不同 Re 下的非定常气动参数,

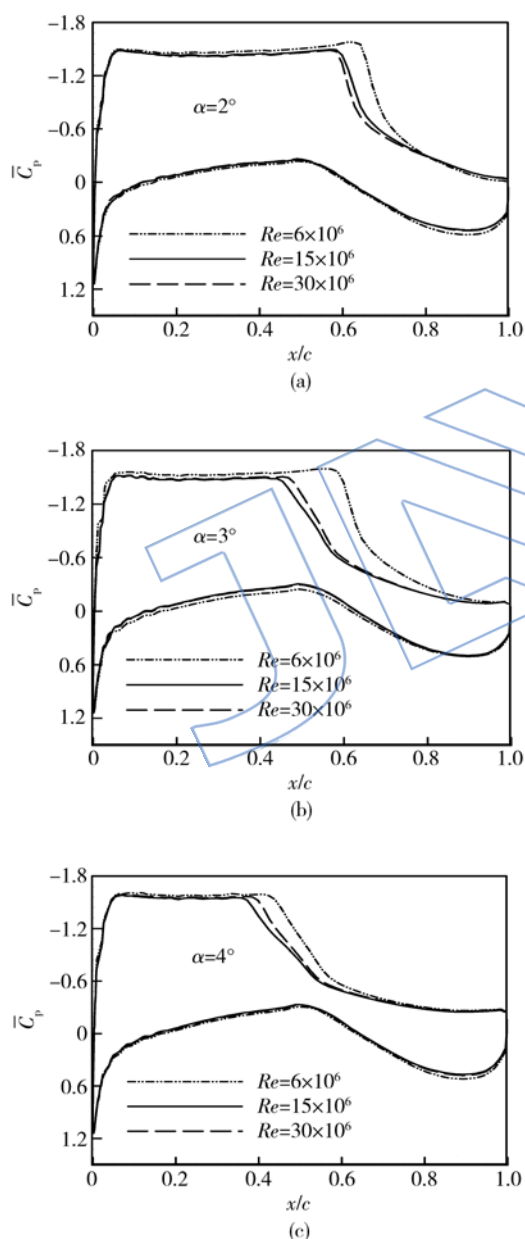


图4 不同 Re 下翼型表面平均压力系数

Fig. 4 Mean pressure coefficients around the airfoil at different Reynolds numbers

图5给出了不同 Re 下激波的运动轨迹,图6给出了翼型上表面的脉动压力系数 C_{p-rms} . 计算结果表明, Re 对抖振起始(即出现分叉解时)攻角 α 、平均压力系数 $\bar{C}_p$ 、脉动压力系数 C_{p-rms} 、激波运动幅度和运动减缩频率有着明显影响,中等 Re ($Re=6 \times 10^6$) 与高 Re ($Re=15 \times 10^6$ 和 $Re=30 \times 10^6$) 下的激波运动规律存在较大差异,而 Re 增大至 15×10^6 后 Re 的影响才开始变小. 此外,计算结果还表明在抖振起始阶段,激波在平均位置附近作小幅振荡,激波运动引起的脉动也较弱,而翼型尾缘涡结构运动引起的脉动较强;进入深度抖振阶段激波在翼型表面作运动幅度超过 10% 弦长的周期性振荡运动,激波运动引起的脉动明显高于尾缘涡结构运动引起的脉动;而表1则说明进行深度抖振阶段后, $Re=6 \times 10^6$ 下的平均激波位置 $\bar{x}_s$ 和激波运动减缩频率 κ 与 Re 之间呈非线性关系. 因此,在进行大型飞机抖振或脉动压力实验时应尽量将 Re 提高至 $Re=15 \times 10^6$ 左右.

表1 Re 对激波振荡运动特性的影响

Table 1 Reynolds number effects on properties of shock oscillations

状态	κ	$\bar{x}_s (x/c)$
$\alpha=2.0^\circ$	$Re=6 \times 10^6$ 定常解	0.64
	$Re=15 \times 10^6$ 定常解	0.61
	$Re=30 \times 10^6$ 定常解	0.59
$\alpha=2.5^\circ$	$Re=6 \times 10^6$ 定常解	0.62
	$Re=15 \times 10^6$ 0.231	0.58
	$Re=30 \times 10^6$ 0.219	0.56
$\alpha=3.0^\circ$	$Re=6 \times 10^6$ 0.224	0.60
	$Re=15 \times 10^6$ 0.244	0.50
	$Re=30 \times 10^6$ 0.257	0.52
$\alpha=3.5^\circ$	$Re=6 \times 10^6$ 0.387	0.53
	$Re=15 \times 10^6$ 0.323	0.47
	$Re=30 \times 10^6$ 0.347	0.48
$\alpha=4.0^\circ$	$Re=6 \times 10^6$ 0.430	0.48
	$Re=15 \times 10^6$ 0.369	0.43
	$Re=30 \times 10^6$ 0.395	0.44

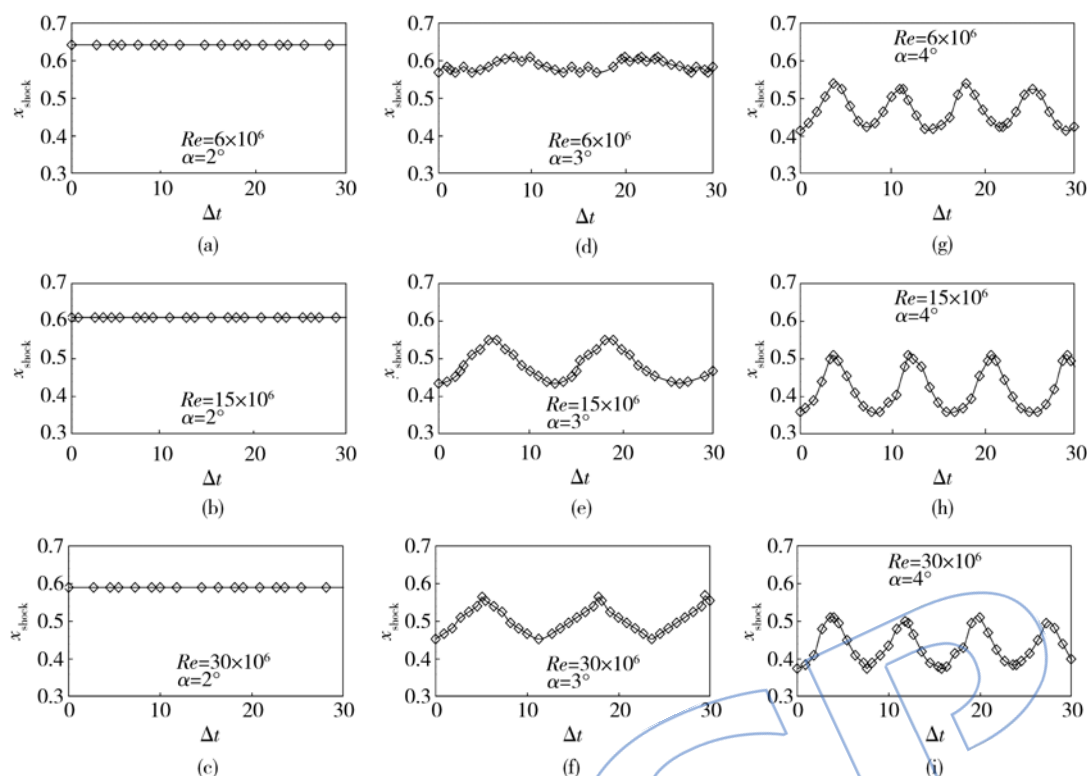
图 5 不同 Re 下翼型上表面激波运动轨迹

Fig. 5 Trace of shock motions on the upper surface of the airfoil at different Reynolds numbers

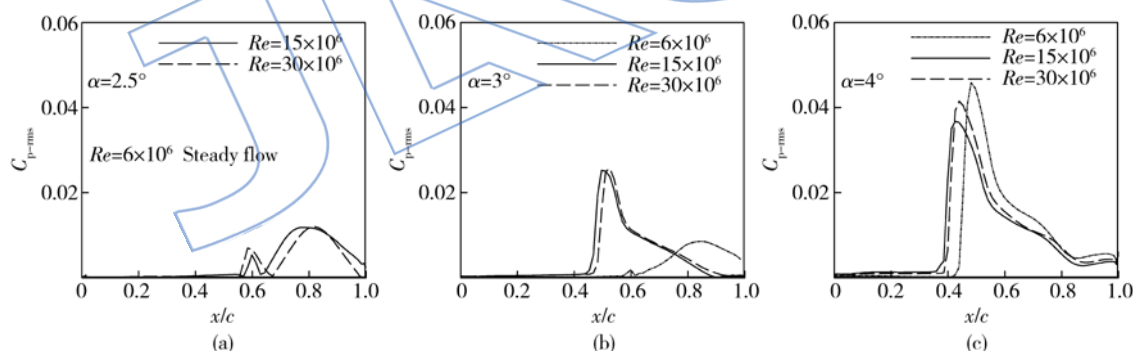
图 6 不同 Re 下翼型上表面脉动压力系数

Fig. 6 Coefficients of fluctuating pressures on the upper surface of the airfoil at different Reynolds numbers

3 结 论

使用 DES 方法研究了 SC(2)-0714 超临界翼型在不同 Re 下的跨声速激波振荡问题,取得了如下结论:

1) 通过与实验值对比,DES 方法得到了较为满意的计算结果,较好地再现了激波振荡现象、激波引起的流动分离和尾缘附近的涡运动。

2) 比较不同 Re 下超临界翼型的非定常气动参数,表明 Re 对激波振荡运动有较大的影响,且

其影响与 Re 呈非线性关系;中等 Re 下 ($Re=6 \times 10^6$) 与高 Re 下 ($Re=15 \times 10^6$ 和 $Re=30 \times 10^6$) 的激波振荡运动特性存在较大差异。

3) 在抖振起始阶段,激波运动引起的脉动较弱,翼型尾缘涡结构运动引起的脉动较强;而在深度抖振阶段,激波运动引起的脉动明显高于尾缘涡结构运动引起的脉动。

参考文献:

- [1] Lee B G K. Self-sustained shock oscillations on airfoils at transonic speeds [J]. Progress in Aerospace Sciences,

- 2001, 37(2):147-196.
- [2] Lee B G K. Oscillatory shock motion caused by transonic shock boundary-layer inter-action [J]. AIAA Journal, 1990, 28(5):942-944.
- [3] Xiao Q, Tsai H M, Liu F. Numerical study of transonic buffet on a supercritical airfoil[J]. AIAA Journal, 2006, 44(3):620-628.
- [4] Brunet V. Computational study of buffet phenomenon[R]. AIAA Paper 2003-3679, 2003.
- [5] Deck S. Numerical simulation of transonic buffet over a supercritical airfoil [J]. AIAA Journal, 2005, 43(7):1556-1665.
- [6] Spalart P, Jou W H, Strlies M, et al. Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS/LES approach[C]// Proceedings of the 1st AFSOR International Conference on DNS/LES. Ruston, LA: [s. n.], 1998:137-147.
- [7] Strelets M. Detached eddy simulation of massively separated flows[R]. AIAA Paper 2001-0879, 2001.
- [8] Spalart P R. Detached-eddy simulation[J]. Annual Review Fluid Mech. , 2009, 41(1):181-202.
- [9] Loginov M S, Adams N A, Zheltovodov A A. Large-eddy simulation of shock-wave/turbulent-boundary-layer interaction[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2006, 565:135-169.
- [10] Lu X Y, Wang S W, Sung H G, et al. Large-eddy simulations of turbulent swirling flows injected into a bump chamber[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2005, 527:171-195.
- [11] Smagorinsky J. General circulation experiments with the primitive equation I: the basic experiment [J]. Monthly Weather Review, 1963, 91(3):99-165.
- [12] Bartels R E, Edwards J E. Cryogenic tunnel pressure measurements on a supercritical airfoil for several shock buffet conditions[R]. NASA-TM 110272, 1997.