

高速公务机转捩与激波特性的雷诺数影响研究



马经忠¹, 付炜嘉^{1,2}, 万俊明^{1,*}

1. 江西洪都航空工业集团有限责任公司, 江西 南昌 330024

2. 西北工业大学, 陕西 西安 710072

摘要:基于结构化网格与 ANSYS CFX 计算分析软件,对某型公务机高速巡航状态下的流场进行了计算分析,从气动特性、转捩位置、激波特征等方面开展了雷诺数影响研究,并将计算结果与液晶转捩试验及 PSP 测压风洞试验进行了对比,总结归纳了雷诺数对该型公务机转捩及激波特征的影响规律。研究表明,在临界雷诺数之前,公务机的转捩位置和激波特征对雷诺数变化非常敏感,随着雷诺数增加,机翼上表面自由转捩位置前移,激波位置向后移动,激波强度增强。

关键词:公务机;数值模拟;雷诺数;转捩位置;激波特性

中图分类号:V211.3

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.09.008

雷诺数是表征惯性力与黏性力比值的相似参数。雷诺数不同,通常会对边界层的类型、转捩点的位置、分离形态和分离区大小以及激波位置、边界层的厚度等产生影响,从而导致飞机气动特性的变化。不同雷诺数会导致不同的边界层流动特性和不同的转捩和分离特性^[1,5,6]。高速公务机普遍使用超临界翼型,在跨声速条件下,超临界机翼上表面会产生激波,对机翼表面流动产生影响,甚至诱导边界层分离,严重影响机翼气动特性^[2]。因此,开展高速公务机雷诺数影响研究,加深对超临界机翼跨声速流动结构的认识^[7],掌握雷诺数对超临界机翼跨声速流动的影响规律^[8~10],有助于建立有效的数据修正方法,准确预估飞行雷诺数下飞机的气动特性,降低飞机设计周期和研制成本,具有明确的工程意义。

通过采用 CFD 计算方法对某公务机高速状态下不同雷诺数的转捩及激波特性进行数值模拟^[3,4],并结合液晶转捩试验及 PSP 测压风洞试验,研究雷诺数对公务机转捩及激波特征的影响规律。

1 数值计算方法

计算软件采用 ANSYS CFX,湍流模型采用 SST 湍流模

型,转捩模型采用 Gamma-Theta 模型。

图1给出了某型公务机模型外形及网格示意图。计算网格由 ICEM 生成,半模结构化网格数量为1300万左右,网格首层高度为 10^{-5} m量级,以保证物面 $y^+=1$ 左右,如图1所示。为了更好地模拟全机复杂流动,分别对机翼、平尾、垂尾前后缘以及翼身结合部位等各个关键区域进行了网格加密处理。

2 试验方法

本文所有试验结果均由俄罗斯中央空气流体动力研究院提供。下面针对主要的试验方法进行介绍。

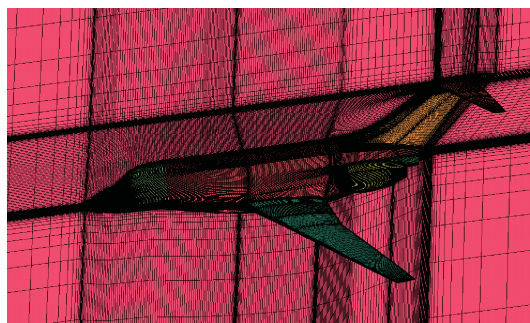


图1 计算网格

Fig.1 Computational grid

收稿日期:2019-08-14; 退修日期:2019-08-23; 录用日期:2019-08-30

*通信作者.Tel.: 15879157533 E-mail: wjm19871117@163.com

引用格式: Ma Jingzhong, Fu Weijia, Wan Junming. Investigation of Reynolds number effect on transition and shock characteristics of business jets[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(09): 56-62. 马经忠, 付炜嘉, 万俊明. 高速公务机转捩与激波特性的雷诺数影响研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(09): 56-62.

2.1 液晶转捩试验方法

液晶试验主要用于确定机翼表面转捩位置,其工作原理是在模型表面涂上一层液晶,然后给涂层分子定向,涂层反射落在其上的入射光,波长的变化与表面摩擦力值成正比,这样就可以对边界层转捩、激波和气流分离区进行显示。

涂液晶涂层之前,要在模型表面涂吸光涂层,这个吸光涂层是黑色的无光涂料。吸光涂层能降低由模型表面引起的通过液晶层的光线反射,并且提高由液晶散射光所形成的显形图的对比度。图2为液晶转捩试验工作原理示意图。

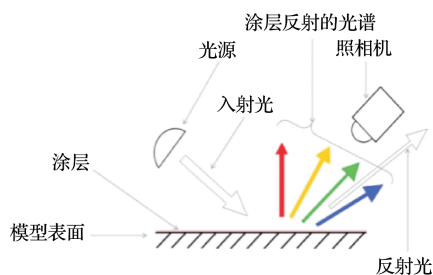


图2 液晶转捩试验工作原理图

Fig.2 Principle of liquid crystal transition experiment

2.2 PSP测压试验方法

压力敏感涂料(PSP)是一种用于空气动力测量的光学压力测量技术,主要用于确定机翼表面压力分布。其工作原理是将一种特殊的压力敏感涂料覆盖在模型表面上,利用涂料中光敏分子受到照射激发后辐射出可见荧光或磷光,以及空气中的氧气分子对受激光敏分子“猝灭”的特性,采用光学方法捕获空气流动中模型表面的图像,利用图像和图形处理手段计算得到模型表面的压力分布。与传统的压力测量方式相比,测量范围广且连续,降低了试验成本,缩短了试验时间。图3为PSP涂层结构。

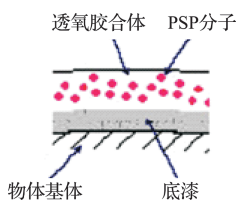


图3 PSP涂层结构

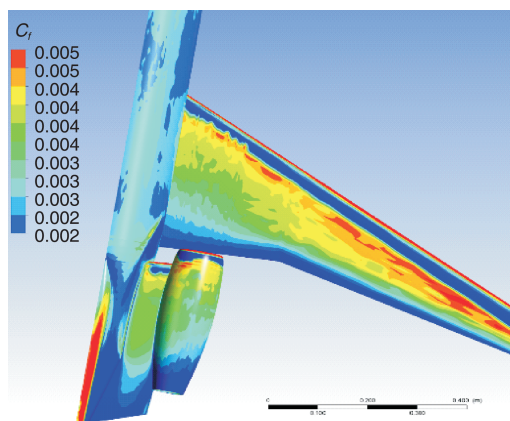
Fig.3 PSP coating structure

3 结果分析与讨论

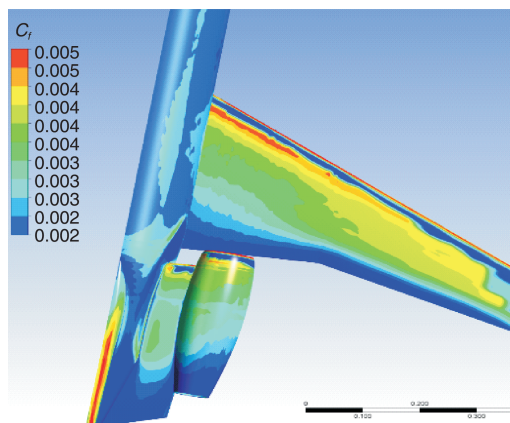
3.1 雷诺数对转捩的影响

图4给出了 $Ma=0.78, \alpha=0^\circ$ 时不同雷诺数(Re)转捩计算结果。图中机翼前缘表面摩擦力系数(C_f)较低的蓝色区域

为层流区,在雷诺数为377万时,机翼上表面前缘呈现大范围层流区域,随着雷诺数增加到608万时,转捩位置前移,层流区域从距离前缘15%弦长处减少到距离前缘10%弦长处。



(a) $Re=377$ 万



(b) $Re=608$ 万

图4 自由转捩计算结果($Ma=0.78, \alpha=0^\circ$)

Fig.4 Free transition computational results
($Ma=0.78, \alpha=0^\circ$)

图5给出了 $Ma=0.78$ 时不同雷诺数下液晶自由转捩试验结果对比,试验通过增加压力的方式来增大试验雷诺数。图中浅色表示湍流区,机翼前缘深色表示层流区,机翼后缘深色为气流分离区。从图中可以看出, 0° 迎角时,机翼前缘沿展向方向存在明显的层流区域,随着雷诺数增加,自由转捩位置向前移动,层流区域减小,这与计算结果一致。考虑飞机实际飞行状态,并综合数值计算结果与PSP液晶法试验结果,本文后续研究均将机翼表面转捩位置固定为距离机翼前缘10%弦长处。

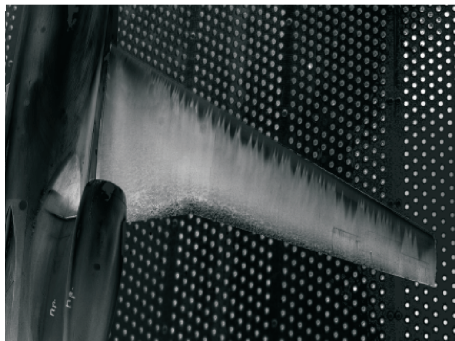
(a) $Re=377$ 万(b) $Re=608$ 万图5 转捩试验结果($Ma=0.78$, $\alpha=0^\circ$)

Fig.5 Free transition experimental results

($Ma=0.78$, $\alpha=0^\circ$)

3.2 雷诺数对激波特征的影响

图6和图7分别给出了 $Ma=0.78$, $\alpha=3^\circ$, 计算和试验得到的机翼上表面压力分布云图。可以看出,随着雷诺数的增大,机翼前缘处的吸力峰值进一步增大,这是因为雷诺数影响了机翼表面的边界层厚度,随着雷诺数增大,机翼当地剖面翼型的边界层厚度减小,进而使得前缘吸力峰值增大。同时还可以观察到,计算和试验得到的机翼压力分布云图形态基本一致。

为进一步分析,截取了 $Ma=0.78$, $\alpha=3^\circ$ 机翼转折处的压力分布(C_p)进行对比(见图8和图9),可以看到,雷诺数从377万增加到608万(对应试验压力从1个大气压增加到1.75个大气压),计算结果与试验结果均可以观察到机翼上表面激波位置向后移动,激波位置均后移4%左右当地弦长。图10给出的液晶法试验结果也印证了这一点。计算结果与试验结果基本一致,表明本文计算方法的可靠性。

为进一步分析雷诺数效应的影响,计算还挑选了527万雷诺数(对应试验压力1.5个大气压)的计算状态进行对比,从计算结果还可以看出(见图8),雷诺数从377万增加到527万,机翼上表面激波位置与强度变化比较明显,而当

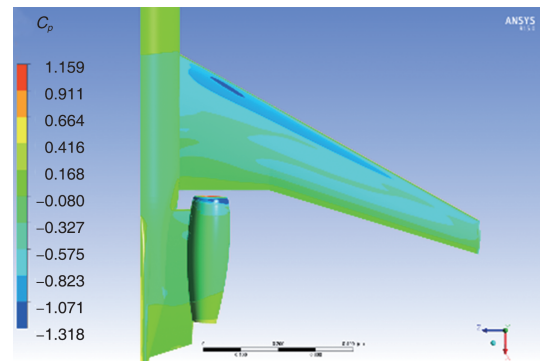
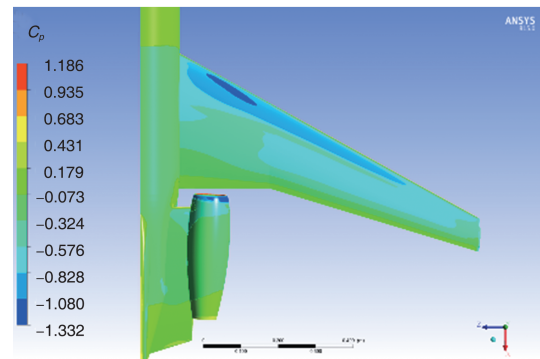
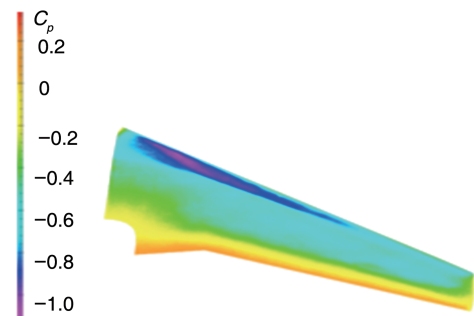
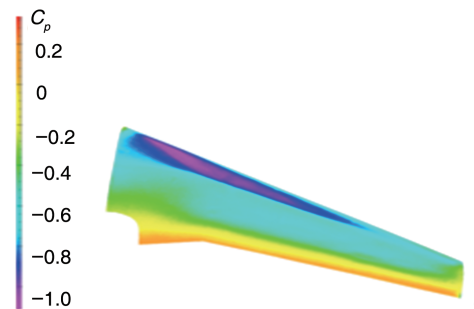
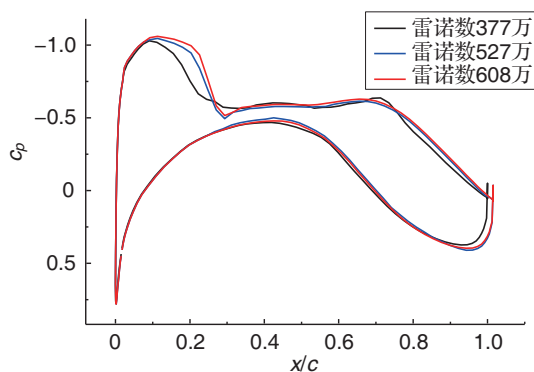
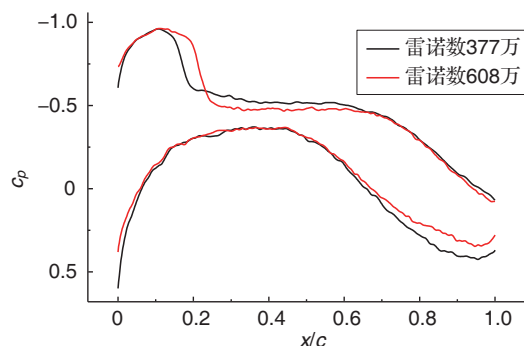
(a) $Re=377$ 万(b) $Re=608$ 万图6 压力云图计算结果($Ma=0.78$, $\alpha=3^\circ$)

Fig.6 Computational pressure coefficient result

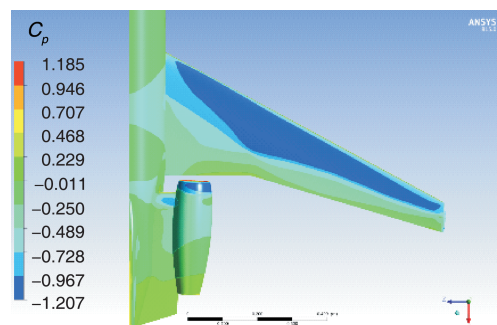
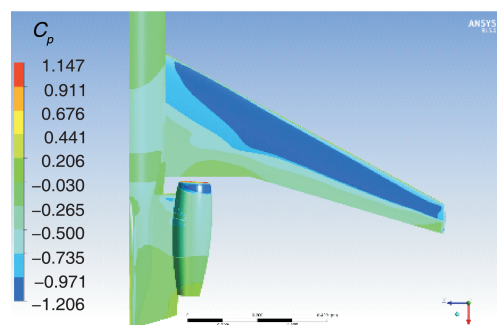
($Ma=0.78$, $\alpha=3^\circ$)(a) $Re=377$ 万(b) $Re=608$ 万图7 PSP试验结果($Ma=0.78$, $\alpha=3^\circ$)Fig.7 PSP results ($Ma=0.78$, $\alpha=3^\circ$)

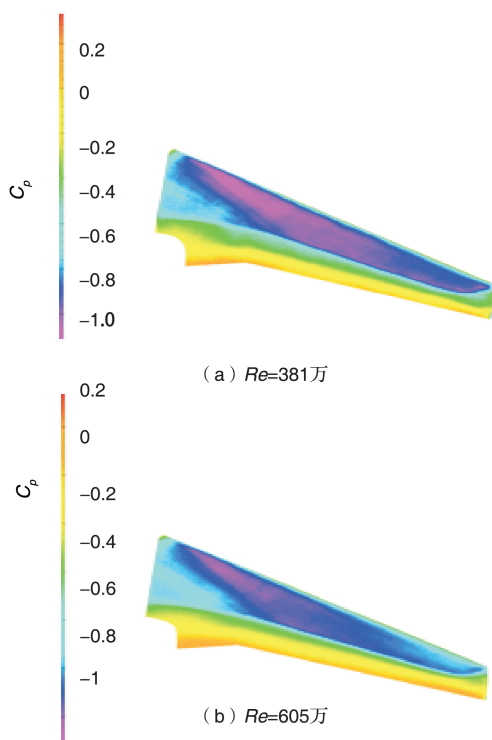
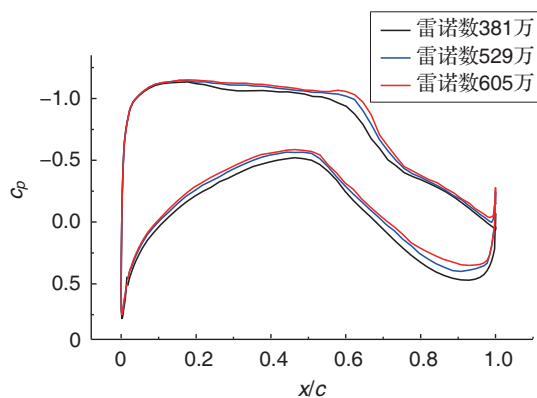
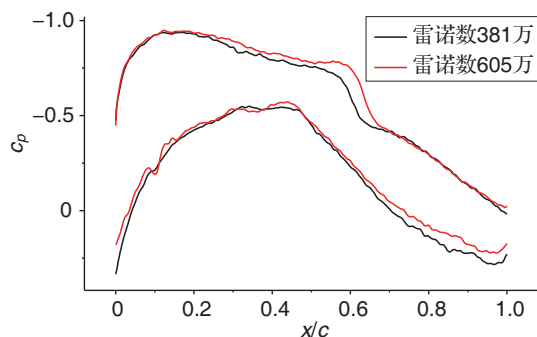
图8 机翼转折处压力分布计算结果($Ma=0.78$, $\alpha=3^\circ$)Fig.8 Computational pressure coefficient of wing kink ($Ma=0.78$, $\alpha=3^\circ$)图9 机翼转折处截面压力分布试验结果($Ma=0.78$, $\alpha=3^\circ$)Fig.9 Computational pressure coefficient of wing kink ($Ma=0.78$, $\alpha=3^\circ$)

雷诺数从 527 万进一步增大到 608 万时,机翼上表面的激波形态与压力分布变化趋于稳定。

对于更高的飞行速度 $Ma = 0.83$ 时也可以观察到类似的现象,图 11 和图 12 分别给出了马赫数 $Ma = 0.83$,迎角 $\alpha = 2^\circ$,计算和 PSP 试验得到的机翼上表面压力分布云图。雷诺数从 381 万增加到 605 万(对应试验压力从 1 个大气压增加到 1.75 个大气压),计算结果与试验结果均可以观察到机翼上表面激波位置向后移动,激波位置均后移 3% 左右当地弦长。且随着雷诺数增大,激波强度也有比较明显的增强。图 13 给出的液晶法试验结果也可以看到,机翼表面激波位置随雷诺数的变化,与计算结果一致。

截取了马赫数 $Ma = 0.83$ 、迎角 $\alpha = 2^\circ$ 机翼转折处的压力分布进行对比(见图 14 和图 15)。雷诺数从 381 万增加到 529 万,机翼上表面激波位置与强度变化比较明显,而当雷诺数从 529 万进一步增大到 605 万时,机翼上表面的激波形态与压力分布变化趋于稳定。这与 $Ma=0.78$ 的结论相同。

(a) $Re=377$ 万(b) $Re=608$ 万图 10 液晶法试验结果($Ma=0.78$, $\alpha=3^\circ$)Fig.10 Fixed transition experimental results ($Ma=0.78$, $\alpha=3^\circ$)(a) $Re=377$ 万(b) $Re=608$ 万图 11 压力云图计算结果($Ma=0.83$, $\alpha=2^\circ$)Fig.11 Computational pressure coefficient($Ma=0.83$, $\alpha=2^\circ$)

图12 PSP试验结果($Ma=0.83$, $\alpha=2^\circ$)Fig.12 PSP results ($Ma=0.83$, $\alpha=2^\circ$)(a) $Re=377$ 万(b) $Re=605$ 万图13 液晶法试验结果($Ma=0.83$, $\alpha=2^\circ$)Fig.13 Fixed transition experimental results ($Ma=0.83$, $\alpha=2^\circ$)图14 机翼转折处截面压力分布计算结果($Ma=0.83$, $\alpha=2^\circ$)Fig.14 Computational pressure coefficient of wing kink ($Ma=0.83$, $\alpha=2^\circ$)图15 机翼转折处截面压力分布试验结果($Ma=0.83$, $\alpha=2^\circ$)Fig.15 Fixed transition experimental results of wing kink ($Ma=0.83$, $\alpha=2^\circ$)

3.3 雷诺数对气动特性的影响

根据计算结果,本文得出对于该公务机模型,在雷诺数达到527万之前,机翼表面流动特征随雷诺数变化较大,而在雷诺数达到527万之后,机翼表面流动特征随雷诺数变化趋于稳定,为此,有必要增加雷诺数527万的风洞试验以验证这一结果。

图16和图17分布给出了试验得到的全机升力系数与俯仰力矩系数随雷诺数变化的对比曲线,其中黑色为雷诺数377万,对应风洞试验1个大气压状态,蓝色为雷诺数527万,对应风洞试验1.5个大气压状态,红色为雷诺数608万,对应风洞试验1.75个大气压状态。对于升力曲线,可以看到,随着雷诺数的增大,全机升力线斜率增大,失速迎角与最大升力系数较小雷诺数情况有明显的增大。在雷诺数达到527万之后,这一变化很小,趋于平缓。对全机俯仰力矩曲线,可以观察到类似的现象,在雷诺数达到527万之后,俯仰力矩曲线的变化趋于平缓。由此可以得出结论,对于该型高速公务机,要想更好

地获得其高速气动特性,试验雷诺数需达到527万。

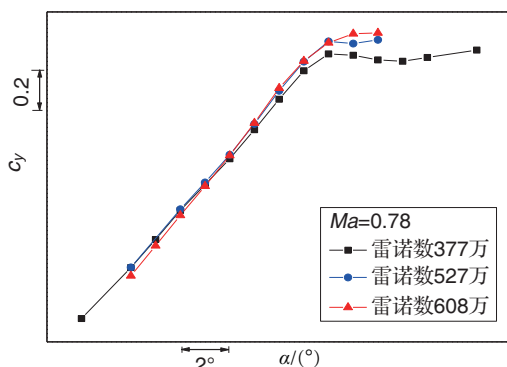


图 16 升力曲线对比图

Fig.16 Lift coefficient curve

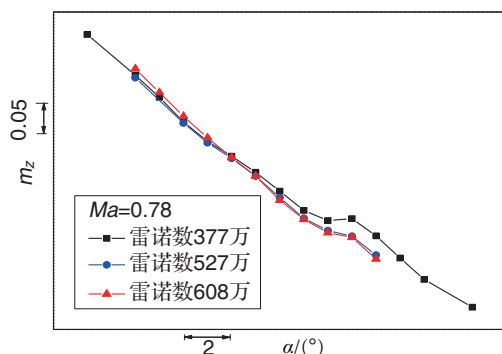


图 17 俯仰力矩曲线对比图

Fig.17 Pitch coefficient curve

4 结论

本文采用数值计算与试验分析相结合的方法,对某型公务机的激波特征与气动特性进行了分析研究,得出以下结论:

(1)雷诺数增大使机翼上表面转捩位置前移,因此在低雷诺数风洞条件下,应在固定转换条件下进行风洞试验,以提高风洞试验结果的可信度,对于该型公务机,转捩位置取在距离前缘 10%当地弦长。

(2)在临界雷诺数之前,机翼表面激波特征对雷诺数变化非常敏感,而在达到临界雷诺数之后,机翼表面激波特征及全机气动特性随雷诺数变化趋于平缓,对于该型公务机,为保证试验获得数据的可靠性,应保证试验雷诺数大于 527 万。

(3)本文得到的相关经验可用于指导其他同类型公务机的气动特性分析与风洞试验研究。

AST

参考文献

- [1] 陈迎春,司江涛,韩先铨,等.转捩对超临界机翼压力分布的影响分析[J].空气动力学学报,2007,21(4):470-475.
Chen Yingchun, Si Jiangtao, Han Xianli, et al. Effect of transition on supercritical wing pressure distribution[J]. ACTa Aerodynamic Sinica, 2007, 21(4):470-475. (in Chinese)
- [2] 许新,刘大伟,陈德华,等.超临界翼型激波特征的雷诺数影响规律[C]//第六届中国航空学会青年科技论坛,2014:186-190.
Xu Xin, Liu Dawei, Chen Dehua, et al. Influence law of Reynolds number on the characteristics of supercritical airfoil shock wave[C]// The Sixth China Aeronautical Society Youth Science and Technology BBS, 2014:186-190. (in Chinese)
- [3] Langtry R B, Menter F R. Correlation-based transition modeling for unstructured parallelized computational fluid dynamics codes[J]. AIAA Journal, 2009, 47(12):2894-2906.
- [4] Yang Q Z, Wichmann G. Calculation of transonic wing flow by interaction of a potential and an integral three dimensional boundary layer method[R]. DLR IB 129 98/ 11, 1998.
- [5] Dhawan S, Narasimha R. Some properties of boundary-layer flow during transition from laminar to turbulent motion[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1958, 3(4):414-436.
- [6] Erik J, Ponnampalam B. On the stability of three dimensional boundary layers, Part 1: Linear and non linear instability[R]. ICASE Report 9919, 1999.
- [7] Cook P H, McDonald M A, Firmin M C P. Aerofoil RAE2822 pressure distributions and boundary layer and wake measurements[R]. AGARD AR 138: A6-1 to A6-77, 1979.
- [8] Fisher D F. Reynolds number effects at high angles of attack [R]. NASA TP-1998-20655, 1998.
- [9] Little B H. High Reynolds number subsonic aerodynamics[R]. AGARD-LS-37-70, 1970.
- [10] Haines A B, Young A D. Scale effects on aircraft and weapon aerodynamics[R]. AGARD-AG-323, 1994.

(责任编辑 皮卫东)

作者简介

马经忠(1978—)男,硕士,研究员级高级工程师。主要研究方向:飞机气动设计。

Tel: 13576109382

E-mail: simazhong_0@163.com

付炜嘉(1985-)男,博士后。主要研究方向:理论与计算流体力学。

Tel: 18907917699

E-mail: mm007@163.com

万俊明(1987-)男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机气动设计。

Tel: 15879157533

E-mail: wjm19871117@163.com

Investigation of Reynolds Number Effect on Transition and Shock Characteristics of Business Jets

Ma Jingzhong¹, Fu Weijia^{1,2}, Wan Junming^{1,*}

1. AVIC Jiangxi Hongdu Aviation Industry Group, Nanchang 330024, China

2. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China

Abstract: Multi-block structured grid and ANSYS CFX software are applied in the numerical simulation of flow field of a business jet in high-speed cruising. In the Reynolds number influence study, the aerodynamic characteristics, transition location, and the shock wave characteristics are compared. The results predicted by ANSYS CFX are compared with liquid crystal transformation and PSP experiment. The Reynolds number effect on transition and shock wave characteristics is summarized. The results show that under the critical Reynolds number, transition location and shock wave characteristics of a business jet are very sensitive to Reynolds number changes. With the increase of Reynolds number, the location of transition on the wing surface moves forward, the location of shock wave moves backward, and the intensity of shock wave increases.

Key Words: business jets; numerical simulation; Reynolds number; transition location; shock wave characteristics

Received:2019-08-14; Revised: 2019-08-23; Accepted: 2019-08-30

*Corresponding author.Tel. :15879157533 E-mail: wjm19871117@163.com