

雷诺数对大型客机低速气动特性影响的试验研究

Experimental Investigation on Effect of Reynolds Number on Aerodynamic Characteristics at Low Speed for Large Civil Aircraft

巴玉龙 白 峰 / Ba Yulong Bai Feng

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘要:

在哈尔滨气动院 FL-9 增压风洞进行了某大型客机低速高雷诺数半模测力测压风洞试验, 来流马赫数为 0.2, 增压范围为 1~4 个大气压。基于模型机翼平均气动弦长的雷诺数从 2.9×10^6 到 11×10^6 。以此为基础主要分析了雷诺数对机翼纵向气动力特性的影响, 结果发现雷诺数对升力线斜率、最大升力系数、失速攻角和失速特性都有影响。相对于增升装置打开后的高升力构型, 雷诺数对巡航构型的影响更明显。

关键词: 雷诺数; 大型客机; 升力系数; 低速; 迎角

中图分类号: V211.74

文献标识码: A

[Abstract] Aerodynamic characteristics for a large civil aircraft are experimentally investigated at FL-9 low speed pressurized wind tunnel, focusing on the effect of Reynolds Number. The flow Mach number of 0.2 and the pressure range of 1~4 atmospheric pressure are adopted in this test. The Reynolds number based on the model mean aerodynamic chord and free-stream velocity is from 2.9×10^6 to 11×10^6 . Longitudinal aerodynamic characteristics of the wing are mainly analyzed. The experimental results show that the lift curve gradient, the maximum lift coefficient and the stalling angle of attack are all affected by Reynolds Number. Compared to the high lift configurations, the effect of Reynolds number on cruise configuration is more obvious.

[Key words] reynolds number; large civil aircraft; lift coefficient; low speed; angle of attack

0 引言

风洞试验在空气动力学研究和飞行器设计中起着十分重要的作用, 其理论基础是相似原理。根据相似理论, 要做到风洞试验与真实飞行的流动完全相似, 必须使所有的相似准则全部相等^[1], 但在经济上和工程实践上都几乎无法实现。在低速和跨声速风洞试验中, 最常用的相似准则有: 雷诺数(Re)、马赫数(M)、普朗特数(Pr)、弗劳德(Fr)数、斯特劳哈尔数(Sr)等, 最常见的主要相似准则不满足是亚跨声速风洞的 Re 数不够。以国内正在研制的某大型客机为例, 它以着陆构型低空飞行

时, 基于飞机平均气动弦长的 Re 数约为 19.8×10^6 , 而在 3m 量级亚声速风洞中以风速 70m/s 进行试验, Re 数仅为 1.4×10^6 , 两者相距甚远。

一般认为, 对采用大展弦比机翼的客机而言, Re 数对升力特性有明显影响, 特别在最大升力附近, 影响的主要参数有最大升力系数(CL_{max})、失速攻角(α_{cr})、升力线斜率(CL_α)等^[2]。这种影响不但复杂, 而且没有特定规律, 很难用小 Re 数试验结果加以外推。对采用超临界机翼的现代民航机, Re 数的影响更严重、更复杂、规律性更差^[1,3]。另外, Re 数对飞机的操纵性能都有较为明显的影响^[4]。所以, 只有进行足够大 Re 数风洞试验, 才能准确地预测飞

行条件 Re 数下的气动力特性。

统计表明,对采用大展弦比、中小后掠角的民机,就升力而言,要求风洞试验 Re 数不低于 6×10^6 ,试验结果才是可信的。美国波音公司的经验表明,对低速增升装置测量升力,模型试验 Re 数应不低于 6×10^6 ;而对低速增升装置测量阻力,其试验 Re 数应不低于 4×10^6 。因此,一般认为,低速风洞模型试验 Re 数达到 6×10^6 ,其试验结果基本上是可信的^[2]。

提高风洞 Re 数的方法主要有:

(1)增大模型和风洞尺度,其代价同样是风洞造价和风洞驱动功率都将大幅度增加;

(2)增大空气密度或压力。已出现很多增压型高 Re 数风洞,工作压力可达 4 个大气压。如法国 ONERA-F1 风洞,国内哈尔滨气动院 FL-9 风洞;

(3)降低气体温度。如以 90K(-183℃)的氮气为工作介质,在尺度和速度相同时, Re 数是常温空气的 9 倍多。如德国的 ETW 风洞。

本文以某大型客机低速高 Re 数半模测力测压风洞试验结果为基础,分析和讨论 Re 数对机翼纵向气动力特性的影响。

1 模型和试验装置

本期试验在中国航空工业空气动力研究院哈尔滨分院的 FL-9 低速风洞进行。此风洞为新建的低速高 Re 数风洞,其提高 Re 数的方式为增压。FL-9 的试验段尺寸为 $4.5\text{m} \times 3.5\text{m} \times 10\text{m}$ (宽×高×长),四壁切角边长为 700mm,试验段面积为 14.77m^2 ,压力调节范围为常压到 0.4MPa,常压下最大风速为 130m/s,最大压力工况下最大风速为 90m/s。天平的量程满足本期试验载荷的要求,天平各测力分量的精度为各分量满量程的 0.3%。试验采用恒定风速 70m/s,马赫数 $M=0.2$,基于模型气动弦长的 Re 数从 2.9×10^6 到 11×10^6 。试验中采用 80mm 厚的附面层垫板来减小洞壁边界层的影响。

本次试验模型为 1:7 的全金属无平尾半模,模型通过天平接头垂直于风洞底面安装。试验时直接机翼从内到外共布置测压剖面 3 个,如图 1 所示,分别位于 19%、55%、90% 剖面,襟翼与缝翼在与主机翼对应的剖面上布置了测压点,整个模型共布测压点约 145 个点。本次试验数据均为去平尾数据。

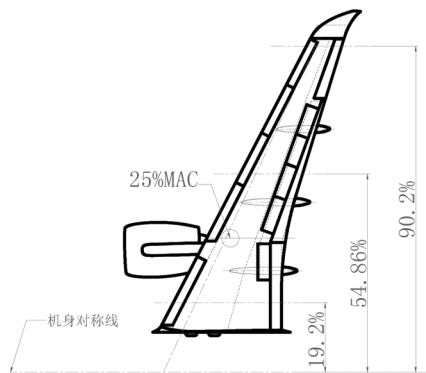


图 1 机翼测压剖面

2 试验结果分析

2.1 雷诺数对升力线斜率的影响

Re 数对飞机气动特性影响的一个重要方面就是对升力线斜率的影响。图 2 给出了本次试验得出的 Re 数对升力线斜率的影响。从图可知,在本次试验范围内, Re 数对 CL_α 的影响主要表现在巡航构型, Re 数对高升力构型 CL_α 的影响量很小。 Re 数从 2.9×10^6 增加到 11×10^6 ,巡航构型的 CL_α 增加量大约为 0.003,该大型客机无尾巡航构型的 CL_α 大约在 0.1 量级,因此其增幅大约为 3%。

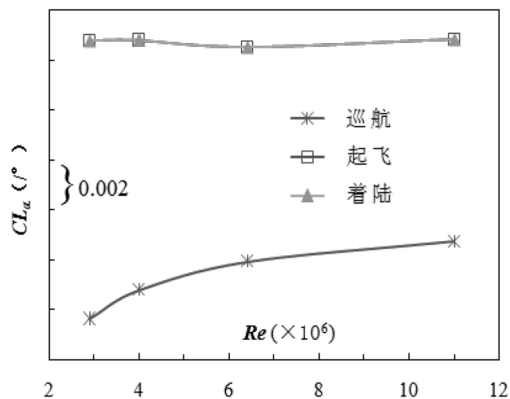


图 2 Re 数对 CL_α 的影响

2.2 雷诺数对最大升力系数的影响

Re 数对 CL_{\max} 的影响如图 3 所示。当 Re 数在本次试验范围内增大时,无论是巡航构型还是高升力构型, CL_{\max} 均呈现单调递增趋势,但递增率随着 Re 数增加而减小。高升力构型的 CL_{\max} 的增加主要集中在 $Re=2.9 \times 10^6 \sim 6.4 \times 10^6$, $Re > 6.4 \times 10^6$ 后增加量很小。巡航构型 CL_{\max} 随 Re 数增大而持续增大,增量约为 0.2,增幅约为 8%。由此可见 Re 数对巡航构型的 CL_{\max} 的影响更为显著。

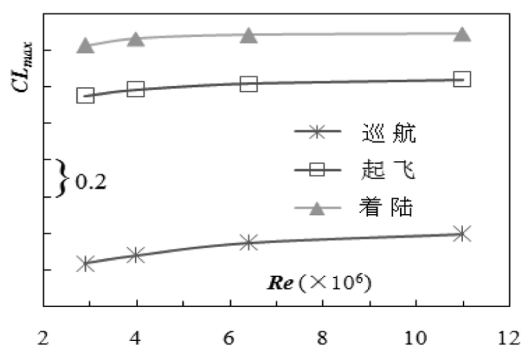


图3 Re 数对 CL_{max} 的影响

2.3 雷诺数对失速攻角的影响

除了对 CL_{α} 和 CL_{max} 有明显的影响外, Re 数还会影响飞机的 α_{cr} 。一般来讲, 随着 Re 数增大, 机翼表面的流动分离会推迟到更大的攻角, 从而增大了失速攻角。

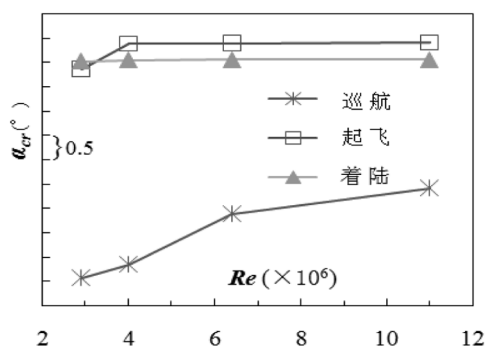


图4 Re 数对 α_{cr} 的影响

图4给出了 Re 数对 α_{cr} 影响的试验结果。对于巡航构型, Re 数对 α_{cr} 的影响很明显, 从 2.9×10^6 到 6.4×10^6 , α_{cr} 延迟了 2° , 延迟率约 15%。巡航构型失速攻角的增加主要集中在 Re 数从 5.2×10^6 到 6.4×10^6 之间。从流场显示结果发现, 这主要是因为外机翼上表面的流动分离延迟到更大的攻角, 外翼流动表面流动特性变好的结果。增升装置打开后, 失速攻角几乎不随 Re 数变化, Re 数的影响不明显。

2.4 雷诺数对机翼失速特性的影响

本次试验在机翼表面布置了3个测压剖面, 分别测量内、中、外机翼表面的压力分布。从测压结果发现, 在试验范围内, Re 数增大后, 机翼表面的失速特性得到改善, 特别是对于外翼上表面的流动分离。试验结果显示, 在 $Re = 2.9 \times 10^6$, $\alpha = 14.5^\circ$ 时, 外翼上翼面分离而内翼上表面保持了良好的逆压梯度; Re 数增加到 11×10^6 后, $\alpha = 16^\circ$, 外翼上翼面未分离而内翼却已经分离。这说明低 Re 数时外翼先

于内翼分离, 而高 Re 数时内翼先于外翼分离。

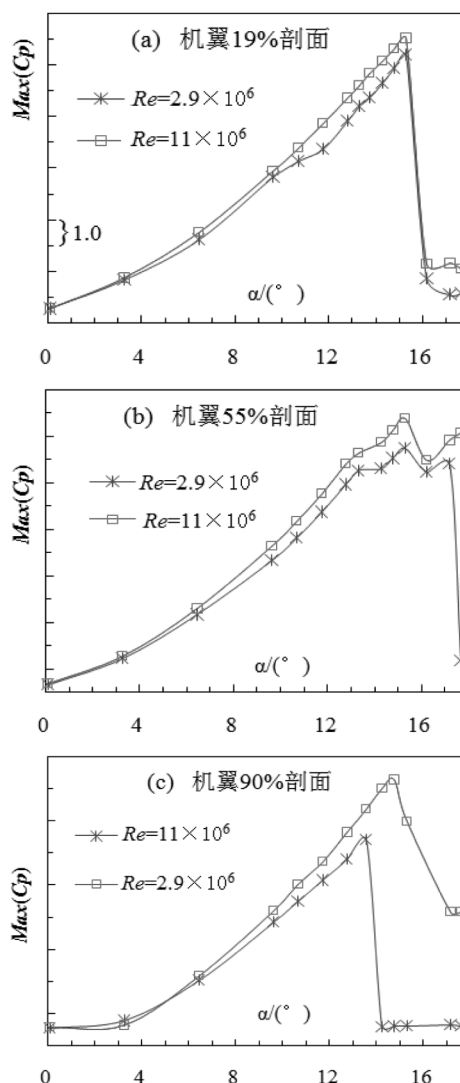


图5 机翼前缘吸力峰值随攻角的变化(巡航构型)

图5给出了巡航构型下机翼前缘吸力峰值 $Max(C_p)$ 随攻角的变化曲线。吸力峰代表着机翼前缘的压力梯度大小, 能在一定程度上反映机翼前缘的流动状态。对于内翼(19%剖面), 两个 Re 数对应的吸力峰随攻角的变化形态相似, 只是在高 Re 数下, $Max(C_p)$ 在 $\alpha = 10^\circ \sim 15^\circ$ 变化更为光滑。这与 $CL-\alpha$ 曲线显示出的在此攻角范围内 CL 线性段相对小 Re 数保持更好是对应的。对于外翼(90%剖面), $\alpha = 13.5^\circ$ 后, $Re = 2.9 \times 10^6$ 时吸力峰值急剧下降, 外翼剖面前缘开始失速; 然而 $Re = 11 \times 10^6$ 时, 吸力峰值随着攻角的增大继续增大, 直到 15° 后才缓慢下降, 这与 Re 数增大后外翼分离的特性得到改善是对应的。

(下转第88页)

