

民机高速风洞试验的阻力 雷诺数效应修正

Drag's Reynolds Number Effect Correction of High Speed Wind Tunnel Test for Civil Aircraft

白 峰 巴玉龙 / Bai Feng Ba Yulong

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

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

摘 要:

在飞机设计阶段,获得准确的气动特性数据对设计者是十分重要的,采用缩比模型的风洞试验是主要途径之一。但是风洞条件限制了试验的 Re 数,从而影响了跨音速巡航阻力的评估,因此需要对风洞试验结果的阻力进行 Re 数效应修正。分析了风洞试验结果阻力的误差构成,提出了 Re 数效应修正的风洞试验数据基础;进一步就跨音速巡航阻力的构成进行分析,论述了对最小阻力和升致阻力分项修正的方法,并对修正结果进行了验证,得到了一种可靠的工程方法。

关键词: Re 数效应;最小阻力;升致阻力;诱导阻力因子;人工转捩

中图分类号: V211.74

文献标识码: A

[Abstract] It is important to get the accuracy aerodynamic character data for designers during the airplane design phase. The wind tunnel test with scaled model is one of the main ways. The wind tunnel's finite Re number limit the assessment of the transonic cruise drag, so we have to make the Re number effect correction for the drag of wind tunnel test. This article analyses the tolerance of wind tunnel drag measurement, and presents the wind tunnel test data basis for Re number effect correction. The constitution of transonic cruise drag is analyzed. The correct method of the Min- $Drag$ and Lift-Induced- $Drag$ is discussed respectively, and the result is verified to get a reliable engineering method.

[Key words] reynolds number effect; minimum drag; induced drag; induced drag factor; artificial transition.

0 引言

民用飞机为了提高运营的经济效益都有十分精细的设计指标,尤其是对占有大部分航程的跨音速巡航阶段的气动性能。为提高巡航效率,长航程的飞机在巡航阶段需要尽量保持较高的 Ma 数。所以,飞机高速构型的巡航阻力特性很大程度上决定飞机的经济性能。这就要求设计人员在飞机设计阶段必须能准确地评估高速构型的阻力特性。

设计人员一般通过风洞试验方法可以获得缩比模型的气动特性。风洞试验本身对阻力的测量也有很多误差,风洞工作人员采用了多种方法来进

行误差修正。同时,风洞试验的 Re 数与飞行状态相差很远,模型表面的流态(层流、湍流)和附面层厚度与真实飞行不同,风洞试验测量结果很难反映真实飞机的阻力特性,因此还需要对风洞试验结果进行 Re 数效应修正。

1 Re 数效应修正的数据基础

民用运输机的高速气动特性试验一般都在跨音速风洞进行。跨音速风洞受动力装置及能量耗等的限制,试验段尺寸一般都为 2m 量级左右。同时风洞增压能力有限,而且极少风洞兼备低温能力,所以风洞试验一般都在小 Re 数(基于 MAC 约

400 万左右)情况下进行,而飞行条件下的 Re 数约为 2 000 万左右。

在飞行 Re 数下,后掠机翼一般由于不稳定波(T-S wave)发展结合展向横流(Cross Flow)的不稳定,在前缘很小区域内就完成层流的转换,形成湍流附面层。附面层的速度形态与厚度对机翼的气动特性尤其是激波的强度与位置影响很大,所以在高速风洞试验中对于翼面流态的模拟十分关键。为尽可能模拟机翼表面大面积的流态与附面层厚度相似,一般采用人工转换的方式减小层流范围,固定转换位置,缩短转换区,防止层流气泡和分离。常用的转换方式有:表面圆点、金刚砂、微小玻璃球、金属绊线等。表面圆点转换带如图 1 所示。

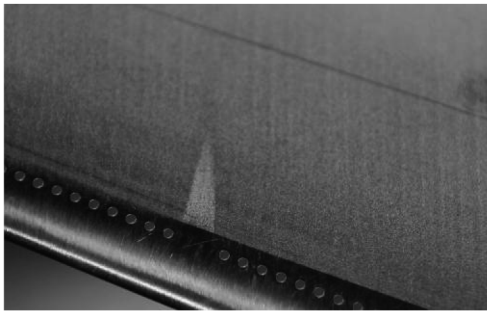


图 1 表面圆点转换带

通过在模型各部件适当的位置(一般在前缘)粘贴粗糙带,在吹风过程中触发表面层流发生人工转换,从而很好地模拟大面积湍流在飞机表面的气动特性。然而,人工转换带同时也带来了附加的阻力,需要通过试验或计算的方法来扣除。

同时,风洞试验由于本身构造形式、流场特点、支撑方式等也对试验结果带来了干扰,所以对于阻力项还需要进行下列修正:风洞水平浮力修正、阻塞度修正、模型底阻修正、支架干扰修正、模型变形修正等。

扣除了所有风洞试验误差后的结果数据是进行 Re 数效应修正的基础。

2 阻力的 Re 数效应修正

通过固定转换等方式,在小 Re 数的风洞试验中模拟了高 Re 数的翼面流态,但是对于附面层厚度等并没有准确模拟,所以在高速风洞试验阻力结果中扣除上述的干扰项后,还需要对阻力的 Re 数效应进行修正。

按照工程经验方法,对应升阻极曲线,把阻力

分为最小阻力(CD_{min})和附加升致阻力两部分来进行修正。不同的是由于机翼的弯度导致最小阻力对应的升力略大于零;而且随着 Re 数增加,全机的升力线斜率也有增加,对这些现象的修正方法与以往不同。

2.1 最小阻力修正

最小阻力产生的原因主要有两个:表面粘性摩擦阻力(CD_f)和由于飞机外形而导致的压差阻力(CD_p)。在极曲线的修正方法上,可以把 CD_{min} 分为两部分:一部分为理论摩擦阻力, CD_{fT} ; 一部分为粘性压差阻力, $CD_{ps} = CD_{min} - CD_{fT}$ 。

理论摩擦阻力系数可以表示为式(1):

$$C_{Df} = C_f \omega \mu (S_{wet}/S_{ref}) \quad (1)$$

其中, ω 为形状系数, μ 为干扰系数, S_{wet} 为浸润面积, S_{ref} 为参考面积。

常用的全湍流表面摩擦系数的表达式为 Prandtl-Schlichting 经验公式(2):

$$C_f = \frac{0.455}{(\log Re)^{2.58} (1 + 0.144 M^2)^{0.65}} \quad (2)$$

因此,试验理论摩擦阻力为 CD_{fT} , 粘性压差阻力为 $CD_{psT} = CD_{minT} - CD_{fT}$; 飞行理论摩擦阻力为 CD_{fF} , 粘性压差阻力为 $CD_{psF} = CD_{minF} - CD_{fF}$ 。

理论摩擦阻力的修正量为:

$$\Delta C_{Df} = (C_{fF} - C_{fT}) \omega \mu (S_{wet}/S_{ref}) = \frac{0.455}{(1 + 0.144 M^2)^{0.65}} \left(\frac{1}{(\log Re_F)^{2.58}} - \frac{1}{(\log Re_T)^{2.58}} \right) \omega \mu (S_{wet}/S_{ref}) \quad (3)$$

其中,下标 T 表示试验条件, F 表示飞行条件,大展弦比飞机的形状系数 ω 和干扰系数 μ 取 1 即可。

一般粘性压差阻力和 Ma 数相关, $C_{Dps} = \sigma / (1 - \sqrt{Ma})^{0.88}$, σ 为与飞机形状相关的激波干扰阻力系数。典型粘性压差阻力系数与 Ma 数的关系如图 2 所示。

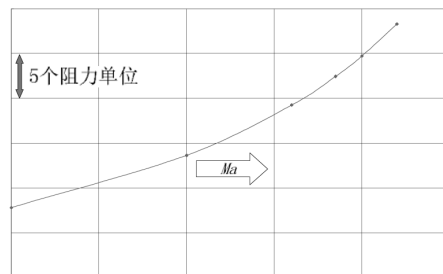


图 2 粘性压差阻力与 Ma 数的关系

粘性压差阻力随 Re 数变化不大,在同一 Ma 数的情况下,可以对粘性压差阻力不进行 Re 数效应修正。某型飞机的粘性压差阻力系数与 Re 数的关系如图 3 所示。

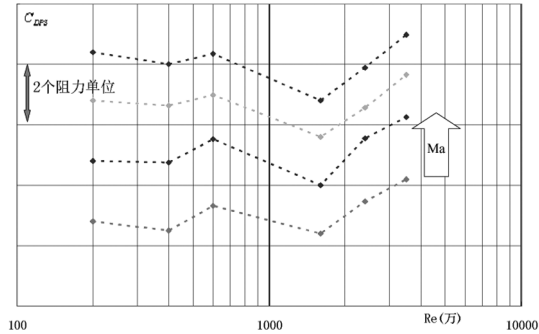


图 3 粘性压差阻力与 Re 数的关系

至此,得到修正 Re 数效应后的飞行最小阻力系数 CD_{min} 。

2.2 附加升致阻力修正

附加升致阻力主要包括随着升力增加而产生的升致压差阻力和诱导阻力。随着飞机攻角增加,气流绕过飞机后的尾迹范围扩大,粘性作用产生了更大的压力差;同时随着攻角增加,激波强度增加,导致激波前后压力差增加,也称为激波阻力(CD_s)。同时由于机翼对来流的上洗作用导致实际升力在阻力方向上产生分量,增加的阻力称为诱导阻力,诱导阻力的大小与机翼的升力环量分布相关,根据升力线理论,知道椭圆机翼的诱导阻力最小。

跨音速飞机的 Re 数效应在升力线的变化表现为线性段斜率增加。而抖振一般发生在失速之前,而且失速前飞机过载已经超过 2.5g,所以对于失速点的 Re 数效应修正已经没有必要。因此主要对使用升力范围(0.1~0.7)的阻力进行修正。

随着 Re 数增大,机翼附面层变薄,型阻减小;翼型弯度增加,外翼升力环量分布增加,等效展弦比增加,升力线斜率增大,相同升力下的诱导阻力减小。在升致阻力的修正中主要考虑诱导阻力。

飞机的升力主要是由机翼产生,所以升致阻力的修正也主要与机翼相关。根据升力线理论,机翼的升力线斜率为:

$$CL_a = CL_{a0} / \left[1 + \frac{CL_{a0}}{\pi\lambda} (1+\tau) \right] \quad (4)$$

其中, CL_a 表示飞机升力线斜率, CL_{a0} 表示等效翼型的升力线斜率, λ 表示机翼展弦比, τ 表示环量分布系数(相对于椭圆机翼)。

诱导阻力可以表示为:

$$CD_i = \varphi \cdot A \cdot CL^2 = \varphi \cdot \frac{1+\delta}{\pi\lambda} \cdot CL^2 \quad (5)$$

其中 $A = \frac{1+\delta}{\pi\lambda}$, 称为诱导阻力因子; δ 为形状因子

(相对于平板椭圆机翼); φ 代表修正系数,与 Ma 数相关,可以表示为 $\varphi = \theta / (1 - Ma^2)$, θ 表示干扰系数。

非椭圆机翼的 τ 和 δ 表示机翼形状偏离平板椭圆机翼的程度,主要取决于机翼的平面形状、展弦比和扭转分布。一般可根据试验结果得到,常用梯形机翼的形状特性如图 4 所示。

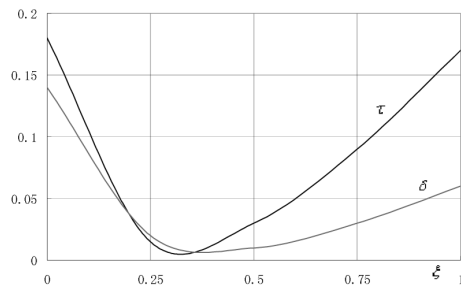


图 4 $\lambda = 2\pi$ 的梯形机翼 τ 和 δ 与 ξ 的关系曲线(ξ 表示梢根比)

根据式(1)、(2)得到:

$$CD_i = \varphi \cdot \left(\frac{1+\delta}{1+\tau} \right) \cdot \left(\frac{1}{CL_a} - \frac{1}{CL_{a0}} \right) \cdot CL^2 \quad (6)$$

升力线斜率主要与等效展弦比相关, Re 数增加时,翼型的升力线斜率 CL_{a0} 变化不大,所以对于飞行 Re 数和试验 Re 数时诱导阻力的修正量为:

$$\Delta CD_i = \varphi \cdot \left(\frac{1+\delta}{1+\tau} \right) \cdot \left(\frac{1}{CL_{aF}} - \frac{1}{CL_{aT}} \right) \cdot CL^2 \quad (7)$$

可以根据 $CL^2 \sim (CD - CD_{min})$ 规律对升致阻力进行修正,如图 5 所示。

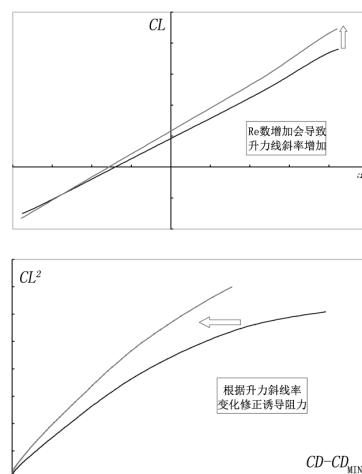


图 5 根据升力线对升致阻力的修正

至此,就完成了对升阻极曲线的 Re 数效应修正。

3 修正方法举例

某型飞机通过风洞试验得到在巡航 Ma 数、400 万 Re 数试验条件下的升力曲线和极曲线,通过升力效应修正得到了飞行 Re 数(2 000 万)的升力曲线。为了得到阻力特性,根据上文介绍的方法,首先对最小阻力进行 Re 数效应修正。

试验在 FL-26 风洞进行,得到最小阻力系数为 0.031 4,模型浸润面积比约为 6.5,根据式(1),试验理论摩擦阻力为:

$$CD_{fT} = \frac{0.455}{(\log Re_T)^{2.58} (1+0.144M^2)^{0.65}} \omega \mu (S_{wet}/S_{ref}) = 0.0211$$

则,粘性压差阻力:

$$CD_{psT} = CD_{minT} - CD_{fT} = 0.0103$$

同样根据式(1),得到外推至飞行雷诺数 2 400 万飞行理论摩擦阻力为: $CD_{fF} = 0.0159$ 。

飞行条件粘性压差阻力与试验相当,为:

$$CD_{psF} \approx CD_{psT} = 0.0103$$

飞行条件下最小阻力为:

$$CD_{minF} = CD_{fF} + CD_{psF} = 0.0262$$

其次,对升致阻力进行修正。根据升力线结果,升力线斜率导数增量为:

$$\left(\frac{1}{CL_{aF}} - \frac{1}{CL_{aT}}\right) = -0.146$$

根据式(7),干扰系数 θ 取 0.005,得到诱导阻力修正量:

$$\Delta CD_i = -0.00186 \cdot CL^2$$

据此对诱导阻力进行修正,如图 6 所示。

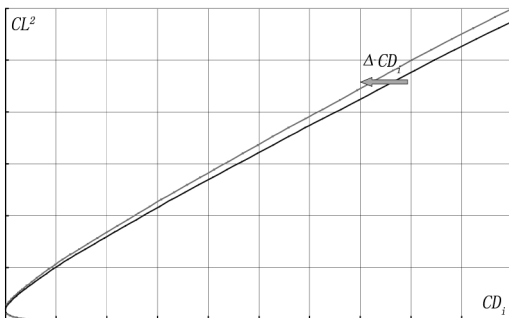


图 6 诱导阻力的修正过程

在 ETW 风洞中,通过增压和低温的方法,使试验 Re 数达到飞行状态(约 2 000 万)。修正后极曲

线如图 7 所示。对比发现在使用升力范围内,阻力修正误差很小,满足工程应用的需要。

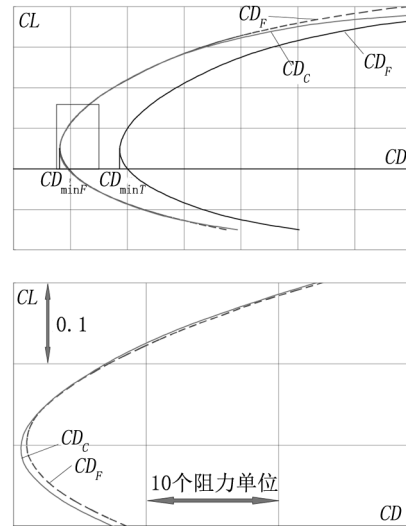


图 7 极曲线的修正结果

4 结论

飞机跨音速流动情况复杂,通过风洞试验难以模拟所有相似参数,所以对试验结果进行修正。对阻力项的评估需要十分精确,由于构成因素繁多、变量复杂,阻力修正也是一个复杂的过程。文中通过分解跨音速阻力构成,分析阻力形成机理,论述了阻力的 Re 数效应修正方法,通过对最小阻力和附加升致阻力进行修正,得到了合理可信的结果,修正方法可以推广至工程应用。

通过文中的修正方法可以消除由于 Re 数差别带来的阻力误差,但是风洞试验采用缩比模型的 Re 数效应只是尺度效应的一部分,由于表面粗糙度的不同,以及未模拟表面突出物(天线等),还需要进行额外的废阻修正。另外,一般高速风洞试验都采用通气短舱来代替发动机,未能模拟进排气影响,还需要根据带动力试验对进排气影响进行修正之后才能得到准确的巡航阻力,这些都是需要进一步研究的工作。

参考文献:

[1] Matteo Bernardini, Sergio Pirozzoli and Paolo Orlandi. Compressibility Effects on Roughness-Induced Boundary Layer Transition[D]. Italy: University of Rome.

(下转第 98 页)

单元;国内民机研制风险数据资源不足,需要结合民机的研制不断补充,从而形成有效的民机研制风险管理体系。后续应结合风险管理体系建立风险管理平台工具,有效地进行民机研制风险管理。

参考文献:

- [1] Shishko, R. et al. . NASA System Engineering Handbook [Z]. NASA SP-6105, 1995.
[2] Hans-Henrich Altfeld. 商用飞机项目—复杂高端产品的研发管理[M]. 北京:航空工业出版社, 2013.

(上接第 8 页)

证体系的必要性以及国内企业如何建设设计保证体系的思路和方法,给出了设计保证文件体系从手册到程序的基本框架,提出了有关设计保证体系建设的一些建议。后续还要对设计保证体系建设和审查的一些难点问题进一步研究。

参考文献:

- [1] 中国民用航空局. CCAR-21-R3 民用航空产品和零部件合格审定规定[S]. 中国:中国民用航空局, 2007.
[2] 中国民用航空局. AP-21-AA-2011-03-R4 航空器型号

(上接第 11 页)

的垂尾和后机身连接结构,为国内的民机研发提供相应的技术参考。

参考文献:

- [1] 余春华,尹晓春,田阿利,蒋志伟. 飞机垂尾尾翼的非线性结构设计[J]. 机械设计与制造, 2004, 74(2): 6-10.
[2] 牛春匀. 实用飞机结构工程设计[M]. 北京:航空工业

(上接第 15 页)

- [2] E. B. White and W. S. Saric. Application of Variable Leading-Edge Roughness for Transition Control on Swept Wings [J]. Arizona State University, AIAA 2000-0283.
[3] William S. Saric, Ruben B. Carrillo, Mark S. Reibert. Leading Edge Roughness as A Transition Control Mechanism [J]. AIAA 98-0781.
[4] Zuo Sui-han, Yang Yong, Li Dong. Experiments of Cross-Flow Instability in A Swept-Wing Boundary Layer [J]. ICAS2010, Northwestern Polytechnical Uni-

- [3] 何哲. 大型飞机项目风险管理研究[D]. 上海:上海交通大学, 2009.
[4] 黄斌. ARJ 民机项目风险管理研究[D]. 重庆:西南交通大学, 2009.
[5] 丁常宏. 民机项目风险识别方法研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2012, 1:1-2.
[6] Hoffman, H. -E., Schoper, Y. -G. and Fitzsimons, C. J. . Internationales Projektmanagement (Munche: Beck - Wirtschaftsberater im Deutschen Taschenbuch Verlag), 2004.

合格审定程序[S]. 中国:中国民用航空局, 2011.

- [3] EASA. EU No 748/2012 Annex I Part 21 Certification of Airplane and related Products, parts and appliances, and of design and production organizations [S]. EU: EASA, 2012.
[4] TCCA. AWM 505, Delegation Of Authority, Subchapter E: Design Approval Organization [S]. Canada: TCCA, 2009.
[5] TCCA. Staff Instruction 505-001, Delegation of Authority Process - Aircraft Certification [S]. Canada: TCCA, 2007.
[6] TCCA. AC 505-002, Airworthiness Control System for a Delegated Organization (Aircraft Certification) [S]. Canada: TCCA, 2008.

出版社, 2008.

- [3] 王志瑾, 姚卫星. 飞机结构设计[M]. 北京:国防工业出版社, 2004.
[4] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第 9 册: 载荷、强度和刚度[M]. 北京:航空工业出版社, 2001.
[5] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第 10 册: 结构设计[M]. 北京:航空工业出版社, 2001.

versity.

- [5] Ed Obert. Aerodynamic Design of Transport Aircraft [J]. Delft University.
[6] 黄勇, 钱丰学, 于昆龙, 何彬华, 畅利侠, 林学东. 基于柱状粗糙元的边界层人工转捩试验研究[J]. 试验流体力学, 2006, 20(3): 59-62.
[7] 程厚梅. 风洞试验干扰与修正[M]. 北京:国防工业出版社, 2003.
[8] 恽起麟. 风洞试验数据的误差与修正[M]. 北京:国防工业出版社, 1996.