

基于数值风洞技术的民用飞机 系留气动载荷计算研究

Calculation Research on Tie-down Aerodynamic Load for Civil Aircraft Based on Numerical Wind Tunnel Technique

刘亦鹏 陈 功 郭传亮 施永毅 / Liu Yipeng Chen Gong Guo Chuanliang Shi Yongyi
(上海飞机设计研究院, 上海 201210)
(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘 要:

基于数值风洞技术,针对在低速风洞进行的民用运输飞机的地面系留载荷风洞试验进行了模拟研究。使用CFD软件建立了风洞试验段和飞机风洞模型的数值模型。根据风洞试验条件设置数值计算条件,计算了侧滑角在 $0^\circ \sim -180^\circ$ 范围内的飞机模型气动力。由于数值模型包括了洞壁、地板,计算结果和试验结果吻合良好。结果分析表明:当 $-120^\circ \leq \beta \leq -90^\circ$ 时,前起落架系留装置将承受较大的载荷,该载荷主要源于大偏航角时平尾部件产生的抬头力矩引起的纵向载荷,以及偏航力矩引起的横向载荷; C_l 比 C_m 小两个数量级,对系留载荷的影响不占主导地位;将平尾、升降舵或方向舵预偏可降低系留载荷。为民用飞机低速风洞试验数值建模提供了参考。

关键词:民用运输飞机;系留气动载荷;数值风洞;风洞试验

中图分类号:V211.74

文献标识码:A

[Abstract] A calculation research is conducted on the wind tunnel test of tie-down aerodynamic load for civil aircraft in a low speed wind tunnel based on numerical wind tunnel technique. The numerical model of aircraft model and wind tunnel test section is developed by CFD software. Cases are solved under the condition of $-180^\circ \leq \beta \leq 0^\circ$ while the boundary condition is set according to the wind tunnel test parameters. The calculation results can agree well with the test results since the tunnel wall and ground are considered in the model. As $-120^\circ \leq \beta \leq -90^\circ$, tie-down device on front landing gear bears comparably large loads which consists of: longitudinal load resulted from the upward pitching moment created by horizontal tail part and rear fuselage, and lateral load resulted from yawing moment. C_l is less than C_m by 2 orders of magnitude, which hardly affects the tie-down load analysis. Tie-down load can be alleviated by pre-deploy the horizontal tail part, rudder or elevator. The study could provide a reference for numerical modeling study for civil aircraft in low speed wind tunnel test.

[Key words] civil transport aircraft; tie-down aerodynamic load; numerical wind tunnel; wind tunnel test

0 引言

飞机系留是指在恶劣天气情况下为防止停机

状态的飞机发生侧滑甚至倾斜等,使用索具限制飞机位移的措施。系留载荷是指在风载作用下飞机系留绳索所承受的载荷^[1]。系留载荷计算的重要

[基金项目] 航空科学基金项目(No. 20153240003),民用飞机专项科研增压风洞高雷诺数气动力试验技术(No. MJ-2014-F-04)。

输入是飞机受到的气动力载荷。在飞机研制阶段,气动力载荷数据主要来源于风洞试验。风洞试验数据的准确性,直接关系到系留载荷计算的准确性。近年来,随着 CFD(计算流体力学)和计算机的发展,CFD 在空气动力预测中越来越重要。将 EFD(试验流体力学)和 CFD 进行协同配合已经成为气动力预测的下一个方向。目前已有不少研究机构开始将 CFD 和 EFD 相结合,开展数值风洞的研究,如 JAXA^[2-4]、NASA Langley^[5]等。数值风洞技术不仅能够较为准确地预测模型在风洞内的受力情况,其计算结果也能给出更加丰富的空间流场信息,有助于理解流动现象,阐明气动载荷产生机理。

目前飞机系留载荷研究多涉及船载直升机的系留载荷计算^[6-12]。徐春雨等^[13]采用 MSC. NASTRAN 软件,针对飞机系留情况下,系留索的单向承载性及起落架与地面的非线性接触特性,通过应用非线性间隙单元,建立了非线性静力仿真模型,计算了飞机在系留状况下,各系留索承受的张力及各系留点所受的载荷。陈功等^[14]根据风洞试验结果对某型号民用飞机在大侧风情况下停放时的稳定性进行了研究,发现当飞机在正侧风作用下有较大的上仰力矩产生,导致机头有上翘的趋势。顾伟彬等^[1]采用有限元法,建立了大型固定翼民用飞机系留载荷计算模型,分析了风载作用方向、飞机重量等对飞机系留载荷的影响。

虽然已有学者使用风洞试验的方法研究了侧风环境下飞机停放的稳定性,但对飞机系留时受到的气动力载荷计算研究较少。对于系留于地面的飞机,其承受的气动载荷与来流方向、气动布局都有很大关系,流场较为复杂。使用常规风洞试验手段仅能得到全机或部件的测力结果,不能得到具体的流场信息,在解释模型受力变化产生的原因时面临着困难。而数值风洞技术可以给出更加丰富的流场信息,为解决这一问题提供了可能。

本文采用数值风洞方法对某型民用运输飞机地面系留气动载荷进行了数值模拟计算与分析,并与风洞试验结果进行比较,分析了部件载荷及空间流场情况,阐述了系留载荷产生的原因。

1 数值风洞模型

试验风洞为单回流式闭口低速风洞,试验段尺寸为 $(8 \times 4 \times 3)/\text{mm}^3$,横截面为切角矩形。切角直角边在入口端长 0.8m,采用扩开切角以补偿洞壁边界层的影响,当量扩开角为 0.2° ^[15]。试验中,使用腹支杆将模型支撑于风洞中央,力矩参考点位于模型

的 25% 平均气动弦长位置,并位于整个试验段的几何中心。为了模拟地面效应,在试验模型下方加装了地板,地板横贯整个试验段,试验段示意图如图 1 所示。试验模拟了 7 种风向 $(-180^\circ \leq \beta \leq 0^\circ)$,来流风速均为 35m/s 的水平风引起的气动载荷。因此,试验模型仅改变侧滑角 β ,迎角 α 保持为 0° 。

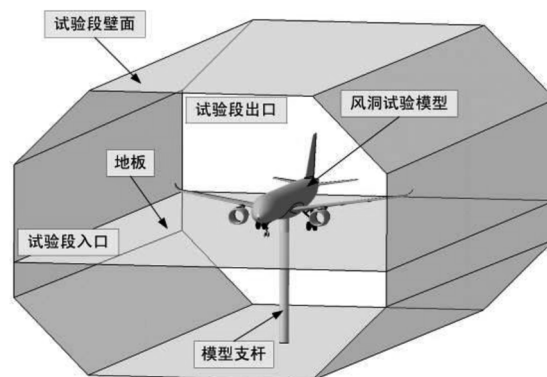


图1 试验段示意图

试验中地板从试验段入口延伸至试验段出口,因此地板以下的流动对模型测力的影响可以忽略。根据试验段剖面,本文飞机系留气动载荷数值风洞模拟流场空间考虑针对地板以上的流场空间,包括试验段风洞壁面、地板、试验段入口、试验段出口及试验模型建立数值模型,如图 2 所示。数值风洞计算模型忽略了支杆和起落架对模型测力的影响。计算网格使用非结构化网格,如图 3 所示。对固壁表面使用棱柱网格,用于计算边界层流动,通过试算确定边界层第一层网格厚度,使 $y^+ \sim 1$ (y^+ 是无量纲距离,用于估计壁面附近边界层网格的高度, $y^+ = y \cdot \sqrt{\rho \tau_w} / \mu$, y 为第一层网格中心到壁面的距离, μ 为动力粘度, ρ 为密度, τ_w 壁面剪切应力)。机翼上弦向剖面的边界层网格如图 4 所示。经网格无关性验证后,网格数量控制在 2 000 万左右。流场求解使用商用软件 Ansys Fluent,湍流模型为 k- ω SST 模型,入口边界条件为速度入口,出口边界条件为出流速度条件,模型表面、洞壁和地板为无滑移壁面条件,数值模拟条件具体见表 1。

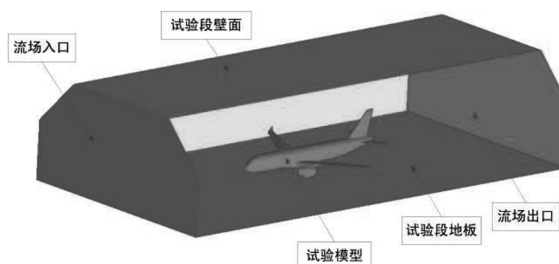


图2 数值风洞模型及计算区域示意图($\beta=0^\circ$)

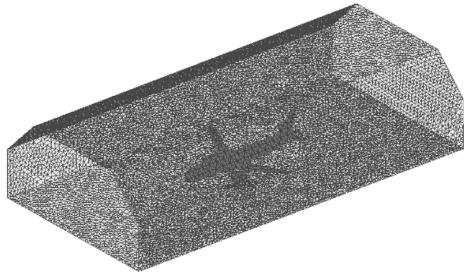


图3 计算网格($\beta=0^\circ$)

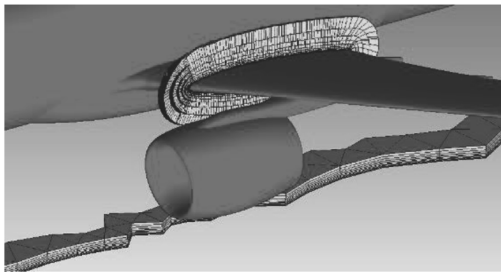


图4 弦向剖面边界层网格($\beta=0^\circ$)

表1 数值模拟条件

算例	$\beta/(^\circ)$	边界条件	湍流模型
1	0	试验段入口条件: $v=35\text{m/s}$,静压 $P_s=1\text{atm}$ 。出口使用出流速度条件。模型表面、洞壁、地板使用无滑移壁面。	k- ω SST
2	-30		
3	-60		
4	-90		
5	-120		
6	-150		
7	-180		

2 计算结果和分析

体轴系的俯仰力矩系数 C_m 、滚转力矩系数 C_l 和偏航力矩系数 C_n 的计算结果和试验结果如图5~图7所示。总体而言,二者吻合较好,说明计算结果可信。 C_m 随 β 的增大出现先增大后减小的趋势,当 $\beta=-90^\circ$ 时, C_m 达到最大值,这可能与低平尾构型有关。当 $\beta=-30^\circ$ 时, C_l 达到最大值。当 $-120^\circ \leq \beta \leq -90^\circ$ 时, C_n 达到峰值。下面将通过对流场的分析,解释上述现象。

图8给出了表面压力云图和极限流线。 C_m 的变化主要由平尾上的气动力决定。当 $\beta=-90^\circ$ 时,迎风侧平尾以及后机身表面压力达到峰值(图8(d)),因此产生的抬头力矩最大,此时飞机有发生上仰的趋势,与文献[14]的结果一致。该下压力主要来自垂尾对横向气流的滞止与分流作用。滞

止作用使平尾上表面和后机身附近流场形成高压区,如图9(a)所示,同时分流产生的气流对平尾的冲击使其受到向下的气动力。因此在系留载荷分析时,应以主起落架为支点,将 C_m 由力矩参考点换算至以主起落架与地面接触点为参考点的力矩值。同时,飞机重心介于前起落架和主起落架之间,考虑飞机自重后可以建立力平衡关系式,重点考察前起落架的系留载荷。

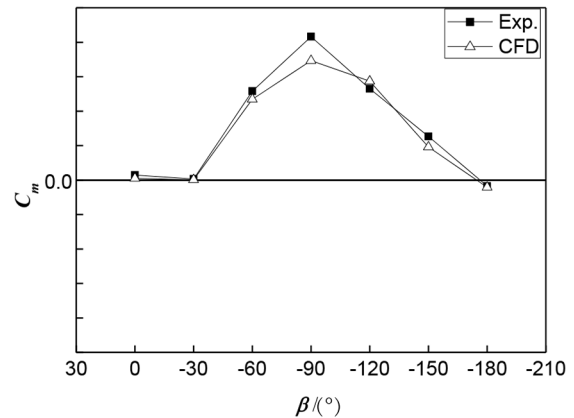


图5 体轴系俯仰力矩的计算结果和试验结果对比

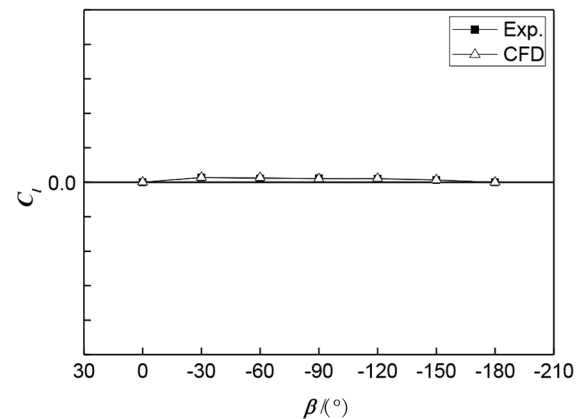


图6 体轴系滚转力矩的计算结果和试验结果对比

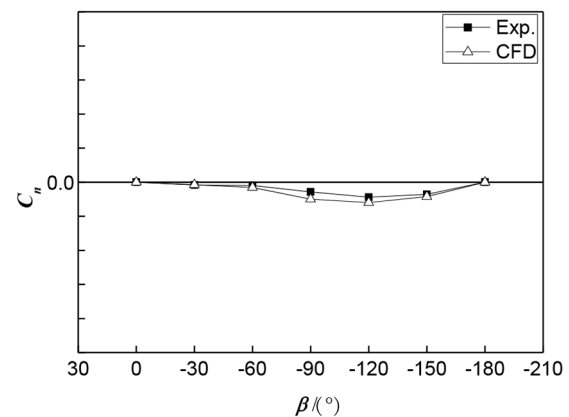


图7 体轴系偏航力矩的计算结果和试验结果对比

虽然 C_n 相比于 C_m 小一个数量级,但考虑到民用飞机的大展弦比(8~12),则偏航力矩和俯仰力矩的量值相当,其对系留载荷产生的影响不能忽略。当 $-120^\circ \leq \beta \leq -90^\circ$ 时,偏航力矩达到最大,此时前起落架可能承受较大的横向载荷。 $\beta = -90^\circ$ 时,垂尾处产生了较强的分离(图9(b)),使垂尾横向阻力增大,这也是偏航力矩较大的原因。

C_l 主要影响两个主起落架的系留载荷。整体而言, C_l 相比 C_m 于小两个数量级,其对系留载荷的影响不占主导地位。民用飞机 1/4 弦线后掠角一般接近 30° ,而滚转力矩主要源于两侧机翼所受到的气动力的不对称以及垂尾的气动载荷,当 $\beta = -30^\circ$ 时,一侧机翼迎风面达到最大(如图8(b)所示),两侧机翼的产生的升力差也达到最大,此时 C_l 达到最大值,如图6所示。

综合考虑三个力矩的分析结果,当 $-120^\circ \leq \beta \leq -90^\circ$ 时,前起落架系留装置将承受较大的载荷,该载荷主要源于大偏航角时平尾部件产生的抬头力矩引起的纵向载荷,以及偏航力矩引起的横向载荷,该结论和文献[1]的结果吻合。

3 结论

本文使用数值风洞技术,对某型民用运输类飞机在地面系留时的气动力载荷进行了数值计算研究。由于数值模型考虑了风洞的流场边界,数值结果和试验结果吻合较好,说明本文数值模型合理可信。对流场进行分析后,主要结论如下:

(1) 当 $-120^\circ \leq \beta \leq -90^\circ$ 时,前起落架系留装置将承受较大的载荷,与文献[1]结论一致。该载荷主要源于大偏航角时平尾部件产生的抬头力矩所导致的纵向载荷,以及偏航力矩带来的横向载荷。

(2) 由于抬头力矩产生的原因是垂尾对气流的分流作用使平尾和后机身受到向下的气动力,因此当飞机在地面停放时,将升降舵和平尾下偏可减缓平尾在大侧滑角时所承受的气动力。同时,若方向舵也能顺风向预偏,则能够进一步降低抬头力矩,进而降低前起落架系留装置的载荷。

(3) C_l 相比 C_m 于小两个数量级,对系留载荷的影响不占主导地位。当侧滑角接近后掠角时, C_l 达到最大值。

(4) 本文为研究舵偏度对飞机系留气动载荷的影响奠定了基础,为民用飞机低速风洞试验数值建

模提供了参考。

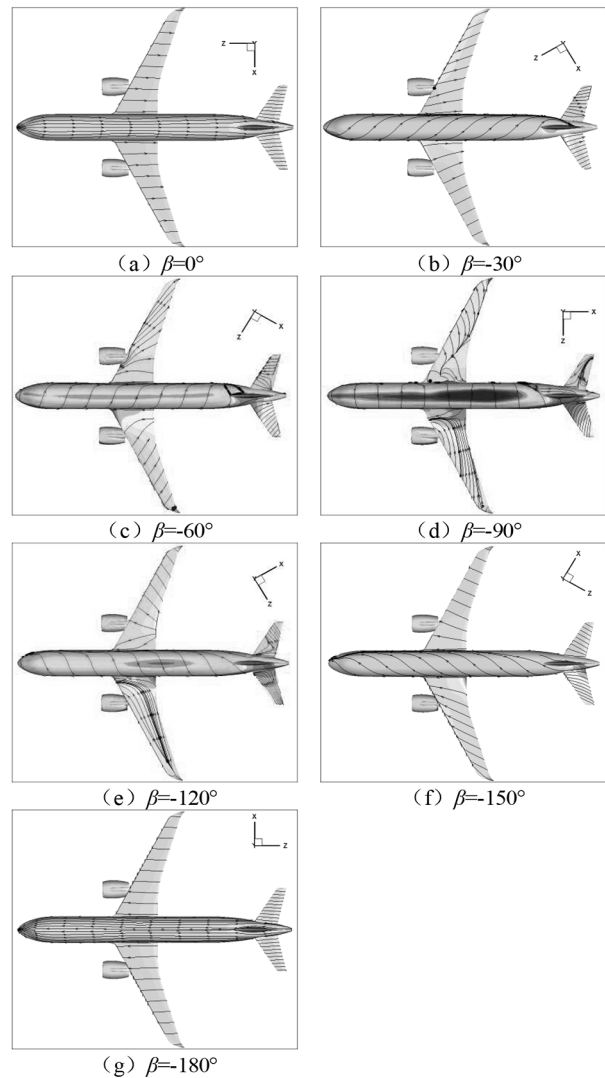


图8 压力计算云图

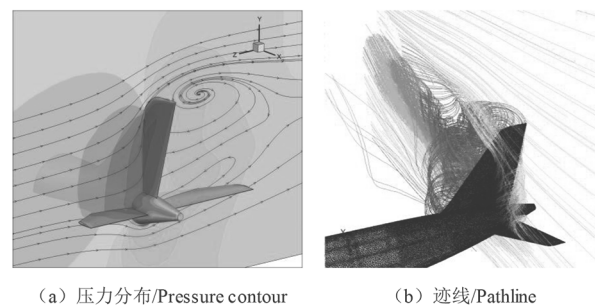


图9 平尾处流场($\beta = -90^\circ$)

参考文献:

[1] 顾伟彬,金秀芬,马建. 大型固定翼民用飞机系留载荷非线性计算分析[J]. 应用力学学报,2014,31(4):496-501.

(下转第17页)

声角。然后确定开始点和结束点 ΔdB 等于 10dB 的噪声角,如图 6 所示。可能存在两种情况:一是减推力开始点 ΔdB 曲线(实线)位于减推力开始点曲线下方,根据最优减推力实施点判定原则,减推力开始点为约束点,对应的结束点的噪声角 θ_1 为最优减推力实施噪声角;二是减推力开始点 ΔdB 曲线(虚线)位于减推力开始点曲线上方,根据最优减推力实施点判定原则,减推力结束点为约束点,对应的噪声角 θ_2 为最优减推力实施噪声角。因噪声角与减推力基准航迹的一一对应关系,可以计算航迹相关特征点坐标,获得最优减推力基准飞行航迹。根据最优基准航迹,利用 NPD 数据库可以得到减推力飞越噪声的 EPNL,用以判断是否满足 CCAR-36 部规章要求。

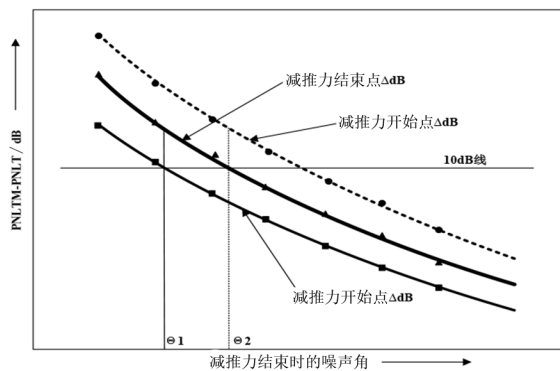


图 6 最优减推力约束点确定示意图

4 结论

本文给出了运输类飞机减推力飞越噪声合格审定的一种优化方法,利用起飞噪声 NPD 数据库对减推力基准航迹特征点噪声级进行评估,确定最优减推力航迹和噪声级。此方法作为飞行试验替代方法,可以显著节省研制成本和时间;同时优化采用曲线回归方法,具有参数的扩展性,在 NPD 数据库限定范围内可以用于后续衍生飞机型号减推力飞越噪声级确定。

参考文献:

- [1] 中国民航局. CCAR-21-R3 民用航空产品和零部件合格审定规定[S]. 北京:中国民航局,2007:5.
- [2] 唐狄毅,等. 飞机噪声基础[M]. 西安:西北工业大学出版社,1995:64.
- [3] 中国民航局. AC-36-AA-2008-04 航空器型号和适航合格审定噪声规定咨询通告[S]. 北京:中国民航局,2008:176.
- [4] ICAO Committee on Aviation Environmental Protection (CAEP). Environmental Technical Manual on the Use of Procedures in the Noise Certification of Aircraft [Z]. ICAO:2000:7.
- [5] 中国民航局. CCAR-36-R1 航空器型号和适航合格审定噪声规定[S]. 北京:中国民航局,2007:43.

(上接第 13 页)

- [2] Atsushi Hashimoto, Masataka Kohzai, Takashi Aoyama, Mistuhiro Murayama. Wall Interference Analysis of Transonic Wind Tunnel with Porous Wall Model. AIAA 2011-3017.
- [3] Masataka Kohzai, Makoto Ueno, Seigo Koga, Norikazu Sudani. Wall and Support Interference Corrections of NASA Common Research Model Wind Tunnel Tests in JAXA. AIAA 2013-0963.
- [4] Atsushi Hashimoto, Takashi Aoyama, Masataka Kohzai, Kazuomi Yamamoto. Transonic Wind Tunnel Simulation with Porous Wall and Support Devices. AIAA 2010-4201.
- [5] Schwartz R. J. and Fleming G. A. . Virtual Diagnostics Interface: Real Time Comparison of Experimental Data and CFD Predictions for a NASA Ares I-Like Vehicle. Proc. ICIASF 07, R56, 2007.
- [6] 孙淑苓,田石麟,黄蓝. 舰载直升机系留载荷及全机应力计算方法研究[J]. 航空学报,1989,10(10):489-494.
- [7] 李进军,刘土光,夏鸿飞. 舰载直升机系留计算分析[J].

华中理工大学学报,1996,24(8):94-96.

- [8] 金海波,戴元伦,王云. 考虑轮胎变形的系留计算模型研究[J]. 航空学报,2008,29(4):948-953.
- [9] 郑亚雄. 基于能量原理的直升机系留载荷计算[J]. 直升飞机技术,2011,166(1):6-9.
- [10] 金仲林. 舰载直升机系留座分布及系留载荷的仿真研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2006.
- [11] 王丹. 舰载直升机系留载荷分析及优化设计研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2008.
- [12] 李书,何忠桓,徐丽娜. 舰载直升机系留座的优化布置[J]. 航空学报,2005,26(6):715-719.
- [13] 徐春雨,章仕彪. 基于非线性静力学模型的飞机系留载荷计算方法研究[J]. 民用飞机设计与研究,2011(3):14-16.
- [14] 陈功,刘亦鹏. 基于风洞试验的飞机侧风环境停放稳定性研究[J]. 民用飞机设计与研究,2015(4):26-30.
- [15] 李周复. 风洞试验手册[M]. 北京:航空工业出版社,2015.