

吹气襟翼的螺旋桨滑流影响模拟

温 庆¹, 程志航¹, 邱亚松², 杨康智¹

(1. 中航通飞华南飞机工业有限公司, 广东 珠海 519040;

2. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘 要: 采用数值模拟方法, 对内吹式附面层控制方案(吹气襟翼)的全机带螺旋桨滑流影响的气动力特性进行仿真计算, 并与风洞试验结果对比。将 4 个螺旋桨区域单独划分网格, 在各个域之间通过面搭接网格进行数据传递。采用基于多重参考坐标系的准定常方法和螺旋桨真实旋转的非定常方法, 对升阻特性进行计算, 并与风洞试验结果进行了对比。结果表明: 准定常方法可以大致捕捉到升力特性曲线的发展趋势, 但所计算的固定迎角下的升力系数具体数值与试验测试结果存在较大差距, 该方法所捕捉的失速迎角也普遍小于试验测试结果, 阻力特性也差距较大; 非定常方法可以比较准确地捕捉到升力特性曲线发展趋势, 对失速迎角及固定迎角下的升力系数具体数值捕捉也比较准确, 阻力平均误差控制在 15% 以内。

关 键 词: 吹气襟翼; 螺旋桨滑流; 滑移网格; CFD 方法; 风洞试验

中图分类号: V211.4

文献标志码: A

Simulation of the effect of propeller slipstream on blowing control of flap

WEN Qing¹, CHENG Zhihang¹, QIU Yasong², YANG Kangzhi¹

(1. Aviation Industry Corporation of China General Huanan Aircraft Industry Corporation of China, Limited, Zhuhai Guangdong 519040, China;

2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Numerical simulation method was used to simulate the aerodynamic characteristics of the entire aircraft with propeller slip flow in the internally blown boundary layer control scheme (inflation flaps), and compare them with the wind tunnel test results. The four propeller regions were divided into meshes separately, and data were transferred between each domain through surface overlapping mesh. Using the quasi-steady method based on multiple reference coordinate systems and the unsteady method of real rotation of the propeller, the lift-drag characteristics were calculated and compared with the wind tunnel test results. The results showed that the quasi-steady method can roughly capture the development trend of the lift characteristic curve, but the calculated specific value of the lift coefficient at a fixed angle of attack was far from the wind tunnel test results, and the stall angle of attack captured by this method was generally smaller than the test results, showing a large gap in resistance characteristics; the unsteady method can more accurately capture the development trend of the lift characteristic curve, and the specific value of the lift coefficient under the stall angle of attack and the fixed angle of attack was also more accurate, and the average drag error was controlled within 15%.

Keywords: blowing control of flap; propeller slipstream; slip mesh; CFD method; wind tunnel test

收稿日期: 2021-06-10

作者简介: 温庆(1983—), 男, 高级工程师, 硕士, 研究方向为气动力设计与分析。

引用格式: 温庆, 程志航, 邱亚松, 等. 吹气襟翼的螺旋桨滑流影响模拟[J]. 航空动力学报, 2023, 38(5): 1123-1132. WEN Qing, CHENG Zhihang, QIU Yasong, et al. Simulation of the effect of propeller slipstream on blowing control of flap[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(5): 1123-1132.

水陆两栖飞机的抗浪能力是制约其海上出勤率的重要因素之一,抗浪能力与其气、水动布局密切相关,可以通过提高起降状态的升力系数来降低起降速度、减小起降距离,提升飞机的抗浪水平。内吹式吹气襟翼技术可以使飞机的升力大幅提升,是水陆两栖飞机提高抗浪性不可或缺的一项技术。

内吹式襟翼的概念虽然很早就被提出来了,但是真正在飞机上使用的案例却很少,到今天为止只有 US-1、US-2、Lockheed F-104 “Starfighter”、Blackburn Buccaneer 等 4 款飞机采用了附面层控制技术,其中有两款是水上飞机。日本新明和公司研制的 US-1 及其改型型号 US-2 采用内吹式附面层控制技术以后,抗浪能力达到 3 m,出勤率达到 95%,在此项技术的工程应用上达到了世界领先水平。

目前,德国的研究者对内吹式襟翼正在做系统深入的研究。为达到 Flight path 2050 远景目标,制定了 Sonder for schungs bereich(SFB) 880 研究项目。在 SFB 880 项目的牵引下,德国科研人员对以涡桨为动力的吹气襟翼技术研究开展了广泛的研究,包括前期的计算分析、中期风洞试验以及后期的应用系统设计。其中 Keller 等^[1]利用 CFD 研究了吹气襟翼对飞机的纵向稳定性的影响,并考虑了螺旋桨滑流影响,Nils 等^[2]通过简化模型的风洞试验研究了滑流与吹气襟翼的影响规律,空客的 Michael 等^[3]通过地面试验的方式,初步研究了吹气襟翼在具体飞机上的应用。在应用方面,研究人员不再是仅仅追求吹气带来的额外升力,而且还从民用飞机的综合性能考虑,进行了更为细致、全面、实用的研究。文献[4-7]认为非定常吹气方式比定常吹气有更高的效率。Abzalilov^[8]在广泛研读资料的基础上,针对吹气襟翼在具体飞机上的应用情况,进行了全局收益分析。Jabbal 等^[9]研究了前缘缝翼和后缘襟翼同时吹气在 A320 飞机上的全局收益,Liddle 等^[10]研究了主动流动控制的适航取证问题。国外吹气襟翼的相关研究比较全面,涵盖了 CFD 计算、风洞试验和工程应用的各个方面,但是均未提及吹气襟翼和螺旋桨滑流共同作用时高升力飞机的风洞试验结果和 CFD 模拟的对比情况。

国际上动力增升技术研究已经进行了 60 多年,但国内的研究工作开展得较晚,内容比较宽

泛,尤其以外吹式襟翼为主(由某运输机项目牵引),关于内吹式吹气襟翼的研究还未进入深入系统的研究阶段。随着 CFD 技术的发展,国内科研人员广泛开展了一些关于主动流动控制的概念性研究,例如焦予秦等^[11]进行多段翼吹气模拟,发现主翼和襟翼同时吹气对增升有更好的效果。刘沛清等^[12]通过求解雷诺平均 Navier-Stokes 方程(RANS)和 FowcsWilliams-Hawkings(FW-H)方程对缝翼吹气进行了数值模拟,在提高升力的同时,在某种条件下可使噪声降低 2~4.5 dB。北京航空航天大学朱自强等^[13]对环量控制机翼进行了综述性的研究,指出了该技术的发展前景。中国商用飞机有限责任公司的周涛等^[14]从工程应用的角度总结了包括动力增升在内的多种主动流动控制技术。刘沛清等^[15]研究了展向吹气流动控制的机理和应用。孙卫平、郝璇、李志强等^[16-18]开展了吹气襟翼的设计,但是未考虑螺旋桨滑流影响。赵光银等^[19]最近研究了螺旋桨滑流对无缝简单襟翼吹气控制的影响风洞试验,但也未提及 CFD 仿真情况。

随着海洋权益在军事和国民经济中的重要性愈发明显,水陆两栖飞机在海洋权益的保护与开发中发挥的作用将越来越重要。我国正在研究新一代大型涡桨水陆两栖飞机,对抗浪能力的要求很高,采用内吹式附面层控制技术是提高抗浪能力的重要手段,目前国内针对内吹式襟翼的研究很少,尤其是在全机考虑螺旋桨滑流影响的附面层控制仿真研究基本空白,而涡桨飞机起降状态的螺旋桨滑流对升力的贡献巨大,在设计阶段准确模拟吹气襟翼的滑流影响具有重要意义。本文以国内某大型水陆两栖飞机为背景,对采用内吹式附面层控制技术的全机带动力模型进行了数值仿真,重点研究了高升力条件下的螺旋桨滑流影响计算精度。

1 数值模拟方法

1.1 吹气动量系数的定义

内吹式附面层控制的吹气强度用吹气动量系数 C_μ 表示:

$$C_\mu = q_m V_j / qS \quad (1)$$

式中 q_m 为吹气质量流量, V_j 为等熵膨胀到大气时的吹气速度, q 为来流动压, S 为吹气控制的机翼面积。

吹气质量流量和吹气速度可按式计算:

$$q_m = A_t \left\{ \frac{2k}{k-1} p_d \frac{p_d}{RT_d} \left[\left(\frac{p_a}{p_d} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_a}{p_d} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}}$$

$$V_j = \left\{ \frac{2k}{k-1} RT_d \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_d} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (2)$$

式中 p_a 为大气环境绝对静压, p_d 为喷口的绝对总压, A_t 为吹气缝控制的翼面面积。

从式(2)中可以看出, 吹气质量流量与吹气压比和喷缝尺寸直接相关。本文采用的是冷喷流模拟方法, 试验喷流介质为干燥的常温压缩空气, 因此温比为 1.0。

1.2 计算模型及网格

CFD 计算采用的是与试验相同的全机模型。如图 1 所示, 因构型过于复杂, 为降低网格生成的难度以及减少网格量, 根据试验模型几何外形与流动情况将全流场分为 8 个区域进行网格划分, 在各个域之间通过面搭接网格进行数据传递。所划分的 8 个域分别为: 左右翼尖区域、4 个螺旋桨区域、吹气襟翼区域以及除上述 7 个域之外的流场域。

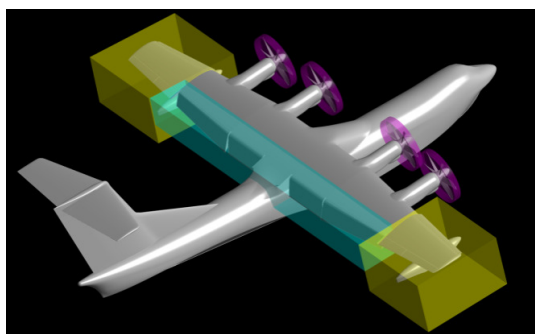
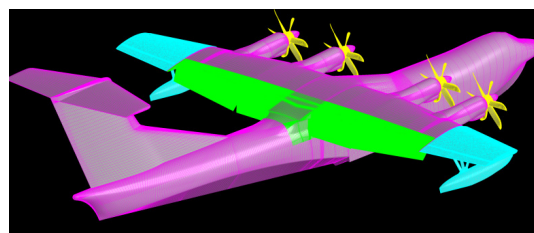


图 1 全流场网格分区示意图

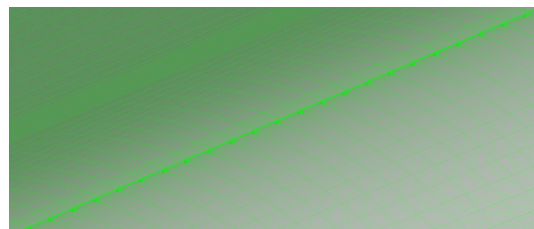
Fig. 1 Mesh partition diagram of full flow field

单侧机翼的襟翼分为两片, 分别为内襟翼和外襟翼, 由于采用了吹气襟翼技术, 襟翼偏度较大, 本文研究的构型中内襟翼偏度 60° 、外襟翼偏度 50° 。吹气缝位于襟翼的上表面前缘, 吹气缝高度约机翼当地弦长的 0.06%。

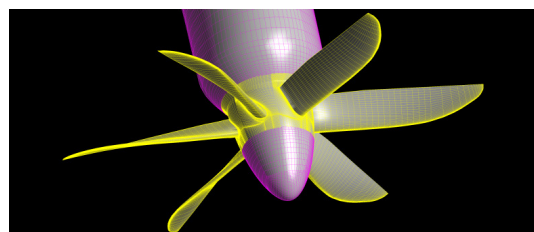
图 2 展示了各个网格分区的机体表面网格, 全流场网格单元数约为 2.075×10^8 。其中, 两个翼尖区域因为浮筒、前缘缝翼、内外副翼等几何外形过于复杂而采用了非结构网格形式, 这两个区域的网格单元数合计为 6.1378×10^7 。除此之外, 其他区域均采用结构网格形式。在襟翼区域,



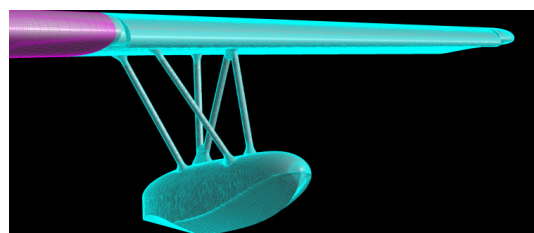
(a) 全机表面网格



(b) 襟翼吹气缝处表面网格



(c) 螺旋桨表面网格



(d) 翼尖区域表面网格

图 2 各网格分区表面网格示意

Fig. 2 Surface mesh of each mesh partition

因为吹气缝被堵块分为数时段, 因此网格沿展向密度很大, 此区域网格单元数达到了 8.8115×10^7 , 为所有区域之最。

1.3 计算方法及边界条件

流场求解通过 Fluent 软件来完成。控制方程为雷诺平均 Navier-Stokes 方程。选用分离式方法 (pressure based) 求解, 并采用 SIMPLE-consistent (SIMPLEC) 算法, 由于流场中的主流速度为低马赫数不可压流动, 但是吹气气流为高马赫数可压缩流, 因此在计算时选用的流体介质选为完全气体 (ideal gas, 即为满足气体状态方程的空气)。压力项采用二阶迎风格式离散, 对流项采用三阶 MUSCL (monotonic upstream-centered scheme for conservation laws) 格式离散, 黏性项采用一阶迎风格式离散。湍流模型采用带自由转捩的 SST

(shear stress transfer) $k-\omega$ 模型。

如前面所述,风洞试验时,吹气总压是通过测量稳压腔内的压力得到的,数值模拟时吹气总压设置在稳压腔边界,如图 3 所示。边界条件设为 Pressure inlet 边界条件(由于喷缝流出的空气进入求解的流场区域,因此用入口边界条件),给定总压来模拟射流作用。

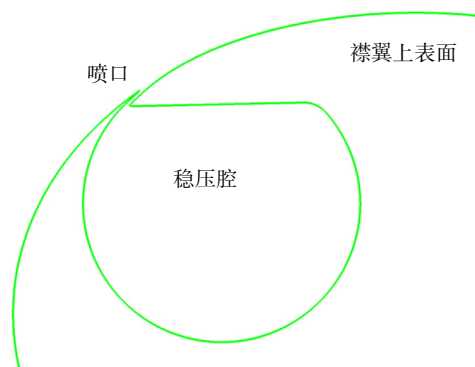


图 3 稳压腔与喷口示意图

Fig. 3 Schematic diagram of pressure stabilizing cavity and nozzle

附面层控制的相似参数为吹气动量系数,在喷口尺寸一定的条件下,吹气动量系数只受吹气压比和来流速度影响。为了简化设置,均假设喷口总温与大气静温相同。在附面层控制实际应用中,喷流压比是一个比较重要的参数,因此在设置边界条件时,参考总压根据压比(喷口总压与大气静压之比)来确定。在给定的大气环境压力的情况下,喷口总压与喷口压比就直接相关了。本文计算的襟翼吹气压比为 1.7,吹气动量系数为 0.09,风速为 30 m/s。

1.4 螺旋桨滑流数值模拟方法

螺旋桨飞机滑流数值模拟方法是建立在滑移网格技术基础上开展的。滑移网格可以实现网格的平移运动和旋转运动,计算有相对运动的多个计算区域,在区域网格之间的交接面进行信息传递,从而实现相对运动的数值模拟计算。根据螺旋桨的旋转运动特点将整个计算区域分为两个独立的区域:运动区域和静止区域。针对本次研究选取的带襟翼螺旋桨飞机模型,采用合适尺寸的辅助圆柱面作为动/静区域的搭接边界,即选取适当尺寸的圆柱面将螺旋桨的旋转部件包裹隔离起来(见图 1),从而达到将整个计算区域划分为运动区域和静止区域的目的^[20-21]。在计算方面,采用了两种方法与风洞试验结果进行了对比。

1) 带动力准定常计算方法:螺旋桨旋转采用多重参考坐标系(MRF)计算。MRF 模型是一种定常计算模型,模型中假定网格单元做匀速运动,这种方法适用于网格区域边界上各点的相对运动基本相同的问题。大多数时均流动都可以用 MRF 模型进行计算,例如搅拌器内流场计算、泵和风机内流场计算等等。

2) 带动力非定常计算方法:采用滑移网格方法,模拟螺旋桨真实旋转的模拟。该方法是一种非定常计算方法,每个物理时间步螺旋桨旋转一般为 3° 左右。

本文研究的为低速起飞离水状态,单具螺旋桨的拉力系数为 0.5(拉力系数的定义与阻力系数相同)。

2 风洞试验概况

2.1 试验模型

为了使试验模型几何外形特别是吹气缝能更准确地与真机几何相似,同时尽可能增加试验雷诺数,因此要求模型有较大尺寸,故本试验选择在国内试验段尺寸最大的 $8\text{ m} \times 6\text{ m}$ 风洞开展。

模型尺寸受风洞试验段边界的限制,不能超过一定的范围,否则边界影响大,且难以进行准确的修正,根据低速风洞试验模型要求,对于展弦比大于或等于 8 的飞机模型,机翼翼展不宜超过试验段宽度的 70%,本次试验模型展弦比为 9,因此翼展应低于 5.6 m。根据经费预算及往期试验综合考虑,模型比例选为 1:7.5,展长为 5.173 m。模型见图 4。

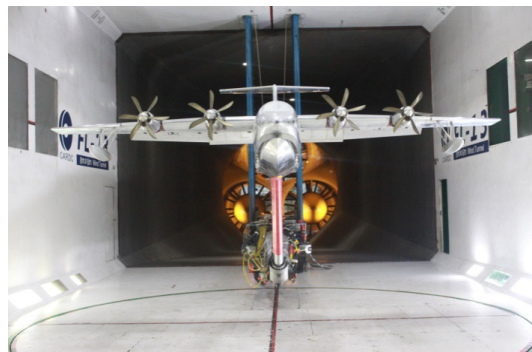


图 4 风洞试验模型

Fig. 4 Wind tunnel test model

2.2 附面层试验方法

供气系统主要由 22 MPa 高压气源、高压截止阀(手动与电动)、高压减压阀、过滤器、数字

阀、空气加热装置、排气管路及阀门等部件构成。其中数字阀主要用于流量的一级控制,由15路开关式电磁阀+声速喷管、1路电磁调节阀构成。通过导管引入机身内部后分两路给左右襟翼供气,襟翼内部有稳压腔,以便空气在从襟翼吹气缝喷出前保持均匀的总压。

空气桥主要由两个横置的柔性节和一个竖置的柔性节组合而成,竖置柔性节可以吸收两个横置柔性节的膨胀,同样两个横置柔性节可以吸收竖置柔性节的膨胀。它的优点是具有6个自由度,对天平的影响小,并且自身具有较强的克服压力、温度影响的能力。

空气桥安装在天平上,一端安装在天平固定端,一端安装在天平浮动端。空气桥均由3个柔性节和2个连接管路组成,在连接管路上布置有2个压力和2个温度测点,用于测量空气桥的压力和温度,以便在进行天平修正时,扣除空气桥的压力和温度影响。

流量控制单元用于控制和分配舵面吹气所需的压缩空气,主要由针阀、临界文丘里流量计、连接管道和作动筒等组成,为了进行流量计算,在文丘里管前后分别布置了总压和静压测量传感器,在文丘里管上游和喉道处布置了温度传感器。

本期试验所用的流量控制单元为七发流量控制单元,分别为机翼内襟、外襟、平尾和垂尾供气,流量控制单元三维结构图及实物见图5。

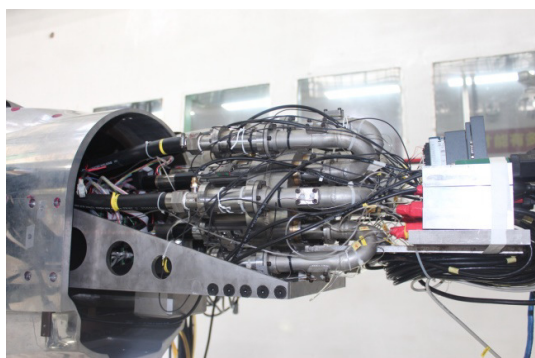


图5 流量控制单元
Fig. 5 Flow control unit

2.3 螺旋桨滑流试验方法

首先开展单独螺旋桨试验。单独螺旋桨试验时,水滴形短舱以单支杆斜腹撑形式支撑于试验段中心。试验时,固定若干桨叶角,按照定试验风速及姿态角、变螺旋桨转速的方法进行试验。试验结果与实际发动机对应的目标工作曲线比较,

选定合适的桨叶角和转速。试验在螺旋桨模型正迎风条件下进行,螺旋桨气动载荷由TH0802天平测量获得。

全机带动力试验与全机无动力试验基本方法一致。全机(包括螺旋桨)气动载荷由天平测量获得,4个螺旋桨模型气动载荷分别由4台天平测量。试验按照螺旋桨间接模拟法的固定拉力系数法进行:当给定一个拉力系数后,保持在单独螺旋桨试验中标定的螺旋桨转速和桨叶角不变。

3 数值模拟和风洞试验对比

3.1 无动力状态

本节所指无动力状态是指去掉螺旋桨的状态。

图6为无动力、吹气动量系数0.09工况下数值模

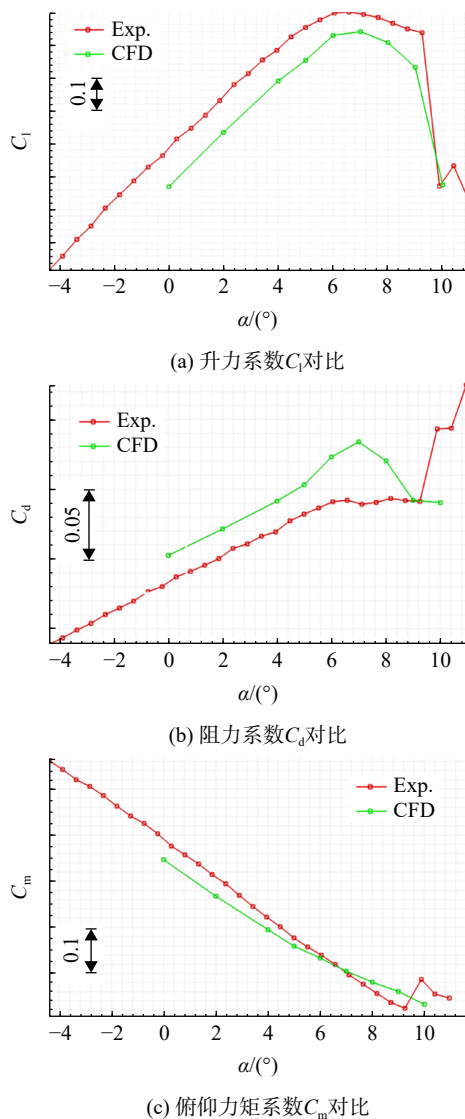


图6 无动力状态计算结果与试验测试结果对比
Fig. 6 Comparison of calculated results with test results without power

拟所得气动力系数与试验测试结果的对比。从图中可以看出。

1) 数值模拟所得升力特性曲线与试验测试所得升力特性曲线形态非常相似。在相同迎角下数值模拟得到的升力系数(C_l)比试验测试结果小约 0.1, 约为最大升力系数的 3.4%, 数值模拟得到的失速迎角为 7° , 与试验测试结果比较吻合。

2) 在线性段相同迎角下数值模拟得到的阻力系数(C_d)比试验测试结果大 0.02 左右, 在迎角 4° 状态, 计算比试验结果大 4.7%。当迎角增大到失速迎角附近后, 数值模拟所得阻力系数与试验测试结果之间的误差有所增大。

3) 数值模拟所得俯仰力矩特性曲线与试验测试所得俯仰力矩特性曲线形态非常相似, 相同迎角下的数值也比较接近。在小于失速迎角 6° 的状态, 考虑到计算的升力系数比试验略小, 因此机翼的下洗减小, 平尾抬头力矩减弱, 在大于失速迎角的状态, 平尾受机翼分离的影响比较复杂, 计算差异略大。

在无动力状态, 从对比曲线来看, 襟翼吹气构型的计算和试验结果有一定的平移量, 计算精度比常规构型的略差。主要原因是计算无法完全模拟试验条件及状态, 仅仅模拟了吹气动量系数这一个重要的相似参数, 造成了一定的误差, 计算和试验的差别主要体现在以下几个方面:

1) CFD 计算没有考虑稳压腔进气单一造成的稳压腔压力分布不均匀的影响;

2) 风洞试验时的测量误差, 尤其是稳压腔总压分布不均匀, 实际计算吹气动量系数时采用的是总压最大值;

3) 试验时由于压比较大, 喷缝存在一定程度的变形;

4) 吹气襟翼试验在国内开展较少, 在试验数据修正体系上直接沿用的是常规测力试验, 可能存在一定的误差。

总体来看, 尽管吹气状态的计算和试验的对比存在一定的误差, 但是由于误差相对量不大, 不影响对性能的评估, 可以认为计算方法是基本可靠的。

图 7 为无动力、吹气动量系数 $C_{\mu}=0.09$ 工况下数值模拟所得各迎角下表面流线与截面速度云图。从图中可以看出: 随着迎角增加, 外发外侧逐渐出现分离, 且随着迎角增加范围有所扩大, 该现象是导致构型失速的主要原因。

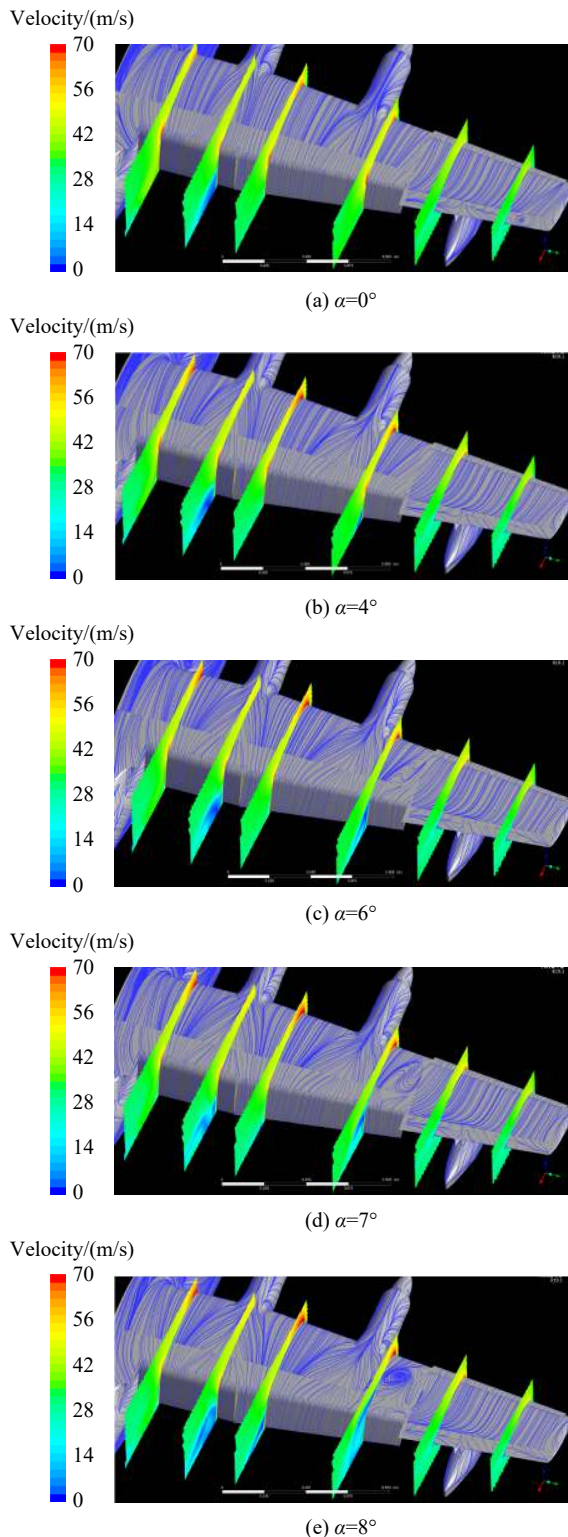


图 7 无动力状态各迎角下表面流线与截面速度云图
Fig. 7 Velocity nephogram of surface streamlines and cross sections at different angles of attack without power

3.2 带动力状态准定常方法

图 8 为吹气动量系数为 0.09、拉力系数为 0.5 工况下数值模拟所得气动力系数与试验测试结果的对比。从图中可以看出:

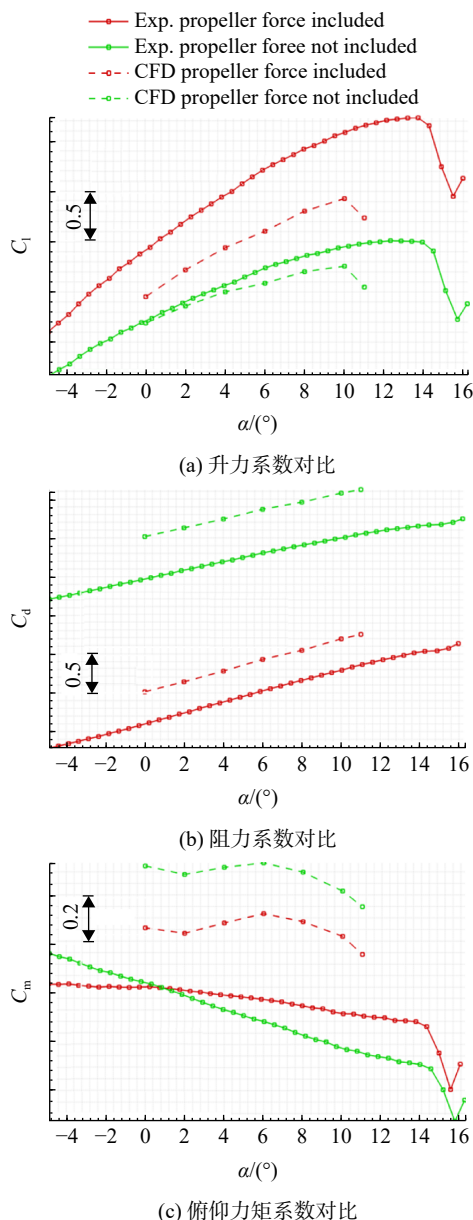


图8 带动力状态计算结果与试验测试结果对比

Fig. 8 Comparison between calculation results and test results with power

1) 无论是否计入螺旋桨上气动力, 数值模拟所得升力特性曲线与试验测试所得升力特性曲线形态总体相似。但数值模拟得失速迎角明显小于试验测试结果, 总体上小约 3.5° 。不计螺旋桨气动力时, 在相同迎角下数值模拟得到的升力系数比试验测试结果小 $0.02 \sim 0.20$; 计螺旋桨气动力时, 在相同迎角下数值模拟得到的升力系数比试验测试结果小 $0.45 \sim 0.65$ 。相对于无动力工况下的模拟结果, 此处模拟误差显著增大, 一方面这是因为带动力时流场更为复杂, 另一方面准定常滑流模拟方法精度有限。

2) 不计入螺旋桨上气动力时, 在线性段相同

迎角下数值模拟得到的阻力系数比试验测试结果大约 0.55 ; 计入螺旋桨上气动力时, 在线性段相同迎角下数值模拟得到的阻力系数比试验测试结果大约 0.4 。

3) 数值模拟所得俯仰力矩特性曲线与试验测试所得俯仰力矩特性曲线存在很大差距, 数值模拟结果基本已经没有参考价值。同样, 这一现象一方面是因为带动力时流场更为复杂, 另一方面准定常滑流模拟方法精度有限, 最后可能跟数值模拟未能考虑吹气所产生的直接力有关。

图9为吹气动量系数为 0.09 、拉力系数为 0.5 工况下数值模拟所得各迎角表面流线与截面速度

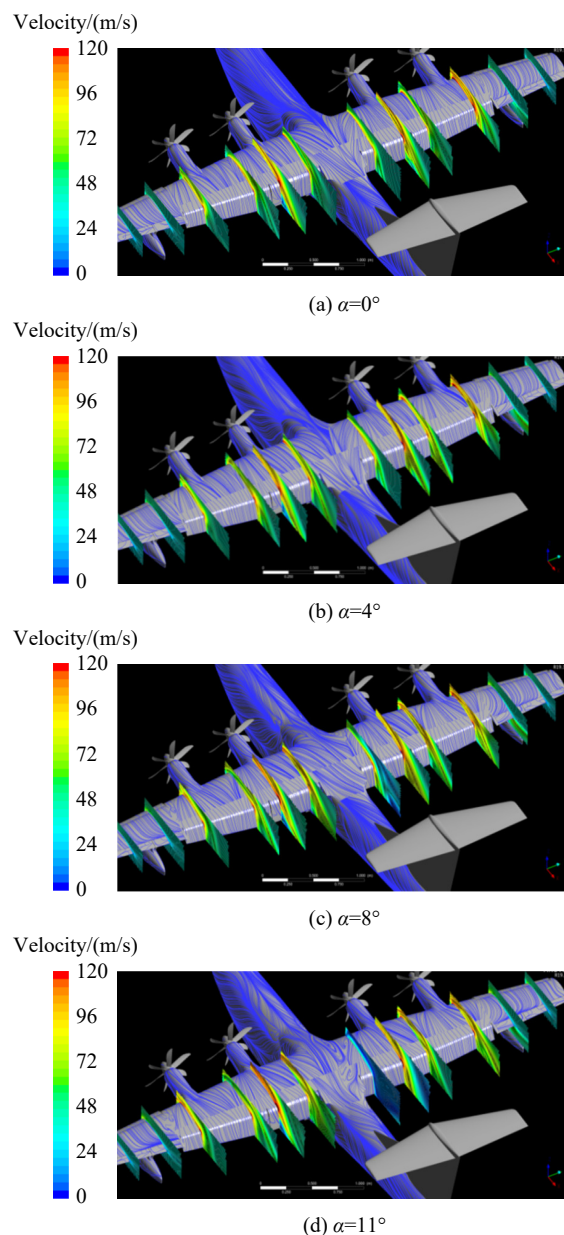


图9 带动力状态各迎角下表面流线与截面速度云图

Fig. 9 Surface streamlines and velocity counters of cross sections at different angles of attack with power

云图。从图中可以看出:在大迎角下,飞机右内翼出现了大范围流动分离,该现象是导致构型失速的主要原因。

3.3 带动力状态非定常方法

采用数值模拟手段同时模拟风洞试验工况与飞行工况下的气动性能,然后再对数值模拟结果与试验测试结果之间的吻合度就可以间接建立起风洞试验与实际飞行之间的联系。前提是数值模拟结果与风洞试验结果之间需要具备较好的吻合度。从文中第 3.2 节所展示的准定常模拟情况来看,数值模拟结果与试验测试结果之间的吻合度不太理想。为此,项目团队开展了试验工况下的高精度非定常数值模拟工作。

在所有试验测试的车次中,吹气动量系数为 0.07,拉力系数为 0.5 与实际飞行工况最为接近,因此采用非定常模拟方法对该工况下的流场进行模拟。非定常模拟的时间步长设置为螺旋桨转 3° 所需时间。

因为构型复杂网格量巨大,而非定常模拟所需时长本来就比定常模拟要多出数十倍、甚至上百倍。因此,项目团队只模拟了 7° 、 11° 、 12° 、 13° 、 14° 、 15° 六个迎角下的流场。

图 10 为模拟所得气动力系数与试验测试结果的对比。

在相同迎角下,非定常模拟得到的升力系数与试验测试结果吻合度较好。无论是否考虑螺旋桨上的气动力,线性段升力系数模拟误差约为 0.1 以内,大迎角下的模拟误差略微增大,但在失速之前也维持在 0.15 以内。在失速之前,非定常计算所得升力系数与试验测试结果之间误差绝对值维持在 3.5% 以内,说明非定常模拟对升力系数的捕捉精度很高。从升力特性曲线对比图中可以看出:非定常模拟对全机失速点的捕捉也比较准确,无论是否考虑螺旋桨上的气动力,模拟所得失速迎角与试验测试结果之间的误差不超过 1° 。

从阻力特性曲线对比图可以看出,数值模拟结果能捕捉到试验所得曲线的趋势,但是在量级上与试验测试结果之间存在一定差距。相对误差约为 10%。

从俯仰力矩特性曲线对比图可以看出,数值模拟所得俯仰力矩系数误差在 0.2 左右,相对误差达到 20%。俯仰力矩系的主要贡献部件是机翼和平尾,其中包括襟翼的大偏度在吹气和滑流的作用下产生较大的低头力矩、平尾处于机翼的强

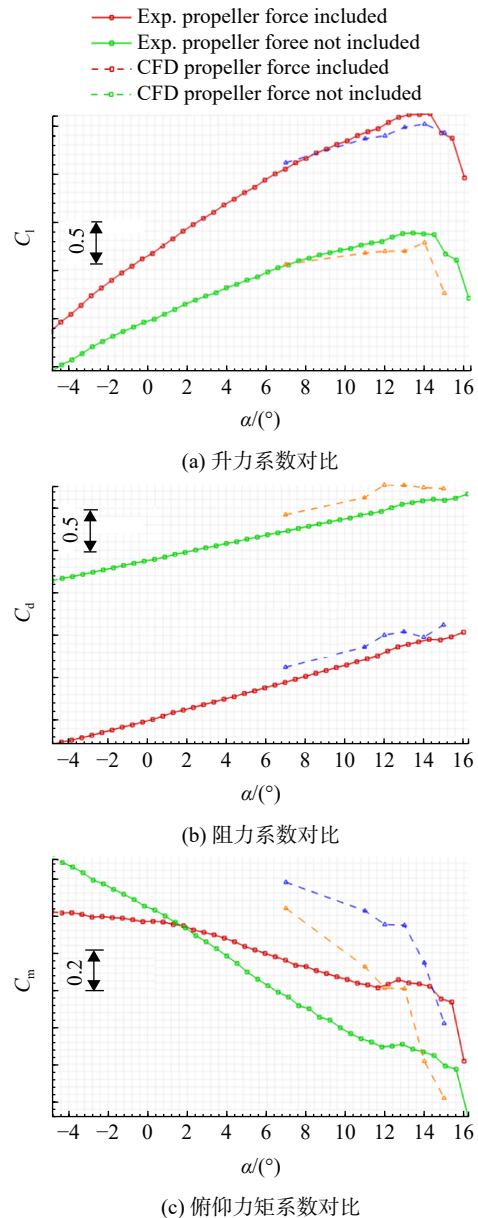


图 10 非定常计算结果与试验测试结果对比

Fig. 10 Comparison of unsteady calculation results with test results

下洗流中产生较大的抬头力矩。由于风洞试验是在有固定洞壁的试验段开展的,试验风速小、滑流和吹气动量系数大,强滑流和强吹气在襟翼的导流作用下冲向风洞下洞壁,受洞壁的约束,造成平尾感受的下洗角减小,平尾的负升力降低,而计算是在有较大远场的计算区域内开展的,没有洞壁的约束,因此下洗更强,与风洞试验结果相比产生了抬头方向的力矩。尽管风洞试验数据进行了洞壁干扰修正,但是这些修正都是基于无动力的常规测力试验开展的经验性修正,可能对于此类复杂的状态修正误差较大,后续有必要通过带洞壁的仿真研究,开展洞壁影响分析。

图 11 展示了吹气动量系数为 0.07、拉力系数为 0.5、迎角为 12° 工况下非定常数值模拟得到的螺旋桨旋转过程中的等涡量面(涡强度为 1500 s^{-1})压力云图。从图中可以明显看到呈现螺旋状的螺旋桨尖涡。同时也能看到主翼、襟翼、机背等部位的复杂流场。

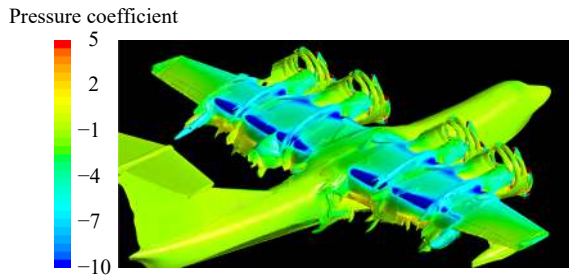


图 11 非定常数值模拟得到的螺旋桨旋转过程中的等涡量面(涡强度为 1500 s^{-1})压力云图

Fig. 11 Pressure of constant vorticity surface (vortex strength is 1500 s^{-1}) during propeller rotation

4 结 论

1) 采用准定常和非定常数值模拟方法对某四发水上飞机吹气襟翼构型典型试验工况下的流场进行了模拟。准定常方法可以大致捕捉到升力特性曲线的发展趋势,但所计算的固定迎角下的升力系数具体数值与试验测试结果存在较大差距,该方法所捕捉的失速迎角也普遍小于试验测试结果。

2) 非定常方法可以比较准确地捕捉到升力特性曲线发展趋势,对失速迎角及固定迎角下的升力系数具体数值捕捉也比较准确。阻力系数误差略大,但也基本控制在 10% 以内。

3) 即使采用非定常方法,计算得到的俯仰力矩系数与试验测试结果误差也达到 20%。经过初步分析,在高升力、强滑流条件,风洞试验的洞壁的干扰修正可能存在误差,后续有必要通过带洞壁的仿真研究,开展洞壁影响分析。

参考文献:

- [1] KELLER D, RUDNIK R. Numerical investigation of the dynamic behavior of a high-lift configuration with circulation control[C]// 33rd AIAA Applied aerodynamics conference. Dallas: AIAA Aviation, 2015: 2015-2571.
- [2] NILS B, ROLF R, CARSTEN L, et al. Aerodynamic effects of propeller slipstream on a wing with circulation control[J]. *Journal of Aircraft*, 2015, 52(5): 1422-1436.
- [3] MICHAEL M, WOLFGANG M. Towards the industrial application of active flow control in civil aircraft-an active highlift flap [C]//AIAA Applied aerodynamics conference. Atlanta: AIAA, 2014: 1508-1520.
- [4] GREENBLATT D, WYGNANSKI I J. The control of flow separation by periodic excitation[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2000, 36(7): 487-545.
- [5] SOMMERWERK K, HAUPT M C. Design analysis and sizing of a circulation controlled cfrp wing with coanda flaps via CFD-CSM coupling[J]. *CEAS Aeronautical Journal*, 2014, 5(1): 95-108.
- [6] BURNAZZI M, RADESPIEL R. Synergies between suction and blowing for active high-lift flaps[J]. *Ceas Aeronautical Journal*, 2015, 6(2): 305-318.
- [7] RADESPIEL R, BURNAZZ M. Fundamentals in coanda flap design[J]. *Notes on Numerical Fluid Mechanics & Multidiplinary Design*, 2015, 127: 101-114.
- [8] ABZALILOV D. Maximizing the lift coefficient of a jet-blown contour[J]. *Doklady Physics*, 2007, 52(1): 63-66.
- [9] JABBAL M, LIDDLE S C, CROWTHER W J. Active flow control systems architectures for civil transport aircraft[J]. *Journal of Aircraft*, 2010, 47(6): 1966-1981.
- [10] LIDDLE S, CROWTHER W. Systems and certification issues for active flow control systems for separation control on civil transport aircraft[J]. *The Aeronautical Journal*, 2009, 113(1147): 575-586.
- [11] 焦予秦, 陆岩. 多段翼型吹气流动分离控制研究[J]. *应用力学学报*, 2015(2): 215-220.
- [12] JIAO Yuqin, LU Yan. Research on flow separation control on multi-element airfoil using air-blowing[J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2015(2): 215-220. (in Chinese)
- [13] 刘沛清, 崔燕香, 屈秋林, 等. 多段翼型前缘缝翼吹气流动与噪声控制数值研究[J]. *民用飞机设计与研究*, 2012(2): 6-12.
- [14] LIU Peiqing, CUI Yanxiang, QU Qiulin, et al. Computational investigation of the slat blowing and noise control for high-lift airfoil [J]. *Civil Aircraft Design and Research*, 2012(2): 6-12. (in Chinese)
- [15] 朱自强, 吴宗成. 环量控制技术[J]. *航空学报*, 2016, 37(2): 411-428.
- [16] ZHU Ziqiang, WU Zongcheng. Study of the circulation control technology[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(2): 411-428. (in Chinese)
- [17] 周涛, 李亚林, 党铁红. 民用飞机增升装置中的流动控制技术[J]. *民用飞机设计与研究*, 2013(4): 17-24, 28.
- [18] ZHOU Tao, LI Yalin, DANG Tiehong. Flow control on high-lift devices of civil aircraft[J]. *Civil Aircraft Design and Research*, 2013(4): 17-24, 28. (in Chinese)
- [19] 刘沛清, 温瑞英, 张国伟. 鸭翼展向吹气涡控技术增升特性研究[J]. *实验流体力学*, 2006, 20(3): 39-44.
- [20] LIU Peiqing, WEN Ruiying, ZHANG Guowei. A study on lift-enhancement with vortex control technique of canard-spanwise blowing[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2006, 20(3): 39-44. (in Chinese)
- [21] 孙卫平, 杨康智, 秦何军. 大型水陆两栖飞机吹气襟翼设计与分析验证[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(4): 903-909.
- [22] SUN Weiping, YANG Kangzhi, QIN Hejun. Design and test of a jet flap for a large amphibian[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(4): 903-909. (in Chinese)
- [23] 郝璇, 刘芳, 王斌. 基于襟/缝翼吹气技术的短距起降飞行器增升策略的数值模拟研究[J]. *航空工程进展*, 2016, 7(4): 408-419.
- [24] HAO Xuan, LIU Fang, WANG Bin. The numerical simulation re-

- search on high lift enhancement strategies of stol aircraft based on flap and slat blowing[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2016, 7(4): 408-419. (in Chinese)
- [18] 李志强, 杜曼丽. Gao-Yong模型用于吹气环量控制翼型的研究[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(6): 1326-1331.
LI Zhiqiang, DU Manli. Study of circulation control airfoil with blowing jet using Gao-Yong turbulence model[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(6): 1326-1331. (in Chinese)
- [19] 赵光银, 姜裕标, 王万波, 等. 螺旋桨滑流对简单襟翼吹气控制的影响[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(3): 530-542.
ZHAO Guangyin, JIANG Yubiao, WANG Wanbo, et al. Effect of propeller slipstream on blowing control of simple flap[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(3): 530-542. (in Chinese)
- [20] 麻蓉, 高飞飞, 颜洪, 等. 螺旋桨飞机滑流非定常数值模拟研究[J]. *航空计算技术*, 2016, 46(1): 27-30.
MA Rong, GAO Feifei, YAN Hong, et al. Research on unsteady numerical simulation of propeller aircraft slipstream[J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2016, 46(1): 27-30. (in Chinese)
- [21] 赵帅, 段卓毅, 李杰, 等. 涡桨飞机螺旋桨滑流气动干扰效应及流动机理[J]. *航空学报*, 2019, 40(4): 158-169.
ZHAO Shuai, DUAN Zhuoyi, LI Jie, et al. Interference effects and flow mechanism of propeller slipstream for turboprop aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(4): 158-169. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)