

文章编号: 1000-8055(2023)11-2610-08

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220043

短舱扰流片对螺旋桨飞机的失速减缓研究

温 庆, 杨康智, 魏 猛, 程志航, 贾重任

(中航通飞华南飞机工业有限公司 总体部, 广东 珠海 519040)

摘 要: 翼吊螺旋桨发动机的短舱对飞机的升力失速特性有明显的影响, 采用数值模拟方法研究了短舱扰流片对失速的影响效果。数值仿真和风洞试验表明, 在零推力状态, 某大型四发螺旋桨飞机在超过失速迎角以后, 内外发动机之间的机翼首先分离, 并快速推进到机翼前缘, 失速以后升力损失达到最大升力系数的 30% 左右。为了限制机翼的分离速度, 在外发短舱的内侧, 安装了一个扰流片。仿真结果表明, 在最佳设计位置, 明显改善失速特性, 与无扰流片状态相比失速以后升力损失减小 50% 左右, 失速迎角没有明显变化。不同的扰流片安装位置对失速的改善效果差异明显, 从最佳位置向周向以及螺旋桨方向移动会造成扰流片失效, 向机翼方向移动对改善机翼分离速度有效, 但是会明显降低失速迎角, 向机翼方向移动后, 受周向位置的影响减小。针对最佳设计位置开展了着陆构型零推力状态的风洞试验验证, 加装扰流片以后, 机翼失速后的升力损失由 0.92 降低至 0.42 左右, 升力损失减少 54%, 与数值仿真结论基本一致。

关 键 词: 螺旋桨; 短舱; 扰流片; 安装位置; 失速; 升力损失

中图分类号: V211.4

文献标志码: A

Research on stall deceleration for nacelle strake design of engine propeller aircraft

WEN Qing, YANG Kangzhi, WEI Meng, CHENG Zhihang, JIA Zhongren

(Entire Department, General Huanan Aircraft Industry Company, Limited,
Aviation Industry Corporation of China, Limited, Zhuhai Guangdong 519040, China)

Abstract: The effect of nacelle strake on stall was studied by numerical simulation. Numerical simulation and wind tunnel test showed that in the state of zero thrust, after a large four engine propeller aircraft exceeded the stall angle of attack, the wings between the internal and external engines first separated and quickly advanced to the leading edge of the wing, and the lift loss reached about 30%. In order to limit the separation speed of the wing, a nacelle strake was installed inside the outboard engine nacelle. The simulation results showed that the stall characteristics were significantly improved at the optimal design position, the lift loss after stall was reduced by about 50% compared with the state without nacelle strake, and the stall angle of attack did not change significantly. Different installation positions of nacelle strakes had obvious differences in improving stall; movement from the best position to the circumferential direction and propeller direction caused the failure of nacelle strake. Movement to the wing direction was effective to improve the wing separation speed, but it significantly reduced the stall angle of attack. After moving to the wing direction, the influence of circumferential position was reduced. A wind tunnel test was carried out to verify the landing configuration in zero-thrust condition according to the optimal design position. After adding the nacelle strake, the lift loss of the airfoil after stall was reduced

收稿日期: 2022-01-24

作者简介: 温庆(1983—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要从事螺旋桨飞机气动设计与评估方面的研究。

引用格式: 温庆, 杨康智, 魏猛, 等. 短舱扰流片对螺旋桨飞机的失速减缓研究[J]. 航空动力学报, 2023, 38(11): 2610-2617. WEN Qing, YANG Kangzhi, WEI Meng, et al. Research on stall deceleration for nacelle strake design of engine propeller aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(11): 2610-2617.

from 0.92 to about 0.42, and the lift loss was reduced by 54%, which was basically consistent with the numerical simulation conclusion.

Keywords: propeller; nacelle; nacelle strake; installation position; stall; lift loss

尽管航空飞行器早已进入喷气时代,但是由于螺旋桨动力的燃油经济性,螺旋桨飞机在军民机市场仍旧占有重要的地位并不断发展^[1]。多发螺旋桨飞机的发动机短舱均安装在机翼前缘,显然这种安装形式会对飞机的气动特性造成明显的影响。国内外针对发动机短舱和机翼的相互干扰情况开展了大量的研究^[2-7]。

某大型飞机在机翼前缘布置了 4 台螺旋桨发动机,螺旋桨滑流可以显著提升飞机的最大升力系数^[8-10]。为了降低起降速度,缩短起降场长,机翼后缘设计了固定子翼定轴双缝襟翼^[11],此类增压装置成功应用在了 MD 系列、C-17、ARJ21、运 8、A400M 等多种飞机型号上。增压风洞试验结果表明,飞机着陆构型的无动力最大升力系数达到 3.0,达到了无前缘缝翼的多发飞机的先进水平。然而,由于机翼周围强大的环流以及机翼前部产生的巨大上洗流,发动机短舱在低速时遇到的局部攻角相对较大,在大迎角时发动机短舱的涡流强度较大。相关研究表明,螺旋桨发动机短舱对飞机的大迎角特性有明显的负面影响^[12-14]。

从典型的机翼安装涡轮风扇发动机的飞机设计来看,发动机短舱可以严重限制最大攻角和最大升力系数^[15-17]。为了消除发动机的负面影响,通常在发动机短舱上加装扰流片。涡扇动力飞机的发动机短舱上安装扰流片的研究很多^[16-18],也比较成熟,但是在螺旋桨发动机短舱上安装扰流片的型号还很少,目前已知的仅有空中客车新一代大型运输机 A400M^[19] 的外发短舱内侧安装了扰流片,其安装的目的尚未公开。德国合作研究中心 880 项目^[20] 采用计算流体力学(CFD)方法分析了涡轮螺旋桨运输机采用吹气襟翼以后零推力状态失速迎角严重提前的问题,讨论了发动机短舱和推力对失速特性的影响以及由于使用短舱扰流片的效果。

本文针对大型四发螺旋桨飞机,研究发动机短舱的旋涡分布,通过在外侧发动机短舱加装扰流片,研究发动机短舱扰流片的位置参数,达到减缓零推力失速时的升力损失的目的。

1 数值模拟方法

数值模拟的控制方程为雷诺平均 Navier-

Stokes 方程,压力与速度分离式求解器。湍流模型采用 Spalart-Allmaras^[21] 模型,基于 Spalart-Shur 修正的涡旋和曲率修正^[22]。此外,与基本的一方程和两方程湍流模型^[23] 相比,旋转修正改进了涡旋模型,减少了涡旋核心内过多的涡旋黏度。由于襟翼缝道的流动速度很高,尽管来流马赫数仅为 0.2,也采用了理想气体模型,充分考虑了压缩性影响。

除对称面以外,其余外边界均采用了 free stream 边界条件,该边界条件以 Riemann 不变量的外插值为基础,且假设边界的法向上存在无旋准一维流。该边界条件适用于飞机距离远场足够远的外部流场,且必须激活理想模型,非常适用于本模拟。

螺旋桨滑流模拟采用的是螺旋桨体积力方法,该方法是虚拟盘方法的一种,在不实际解析螺旋桨几何形状的情况下,模拟螺旋桨推力和扭矩的影响。该方法在圆柱虚拟盘上采用了均匀的体积力 f_b ,体积力按径向变化。

体积力的径向分布按照 Goldstein 最优值给出:

$$r'_h = \frac{R_h}{R_p} \quad (1)$$

$$r' = \frac{r}{R_p} \quad (2)$$

$$r^* = \frac{r' - r'_h}{1 - r'_h} \quad (3)$$

$$f_{bx} = A_x r^* \sqrt{1 - r^{*2}} \quad (4)$$

$$f_{b\theta} = A_\theta \frac{r^* \sqrt{1 - r^{*2}}}{r^* (1 - r'_h) + r'_h} \quad (5)$$

其中 f_{bx} 为体积力在轴向的分量, $f_{b\theta}$ 为体积力在径向的分量, r 为径向坐标, R_h 为桨毂半径, R_p 为螺旋桨半径。

常系数 A_x 、 A_θ 按下式计算:

$$A_x = \frac{105}{8} \cdot \frac{T}{\pi \Delta (3R_h + 4R_p)(R_p - R_h)} \quad (6)$$

$$A_\theta = \frac{105}{8} \cdot \frac{Q}{\pi \Delta R_p (3R_h + 4R_p)(R_p - R_h)} \quad (7)$$

其中 T 为螺旋桨拉力, Q 为扭矩, Δ 为虚拟盘厚度。

体积分量计算需要一定的用户输入数据,首先是螺旋桨性能曲线,包含拉力系数 K_t 和扭矩系数 K_q 以及螺旋桨效率 η_0 和前进比 J 。

$$K_t = \frac{T}{\rho n^2 d^4} \quad (8)$$

$$K_q = \frac{Q}{\rho n^2 d^5} \quad (9)$$

$$J = \frac{V_a}{nd} \quad (10)$$

其中 ρ 为空气密度, V_a 为螺旋桨前进速度, n 为转速, d 为螺旋桨直径。

2 几何模型

计算模型是新一代大型多发涡桨飞机,最大起飞质量为 80 t,航程为 7 500 km,巡航马赫数约为 0.5。表 1 给出了飞机的一些主要几何参数。该飞机采用了 4 台涡桨发动机,六叶螺旋桨,发动机安装角为 2° ,增升装置为定轴双缝襟翼。为了研究发动机短舱扰流片,采用了飞机着陆构型的全机半模模型(见图 1)。本文评估的着陆构型中,襟翼偏度为 38° 。

表 1 主要几何参数

Table 1 Principal geometric parameters

参数	数值
机翼面积/ m^2	172
机翼展长/m	39.2
机翼平均气动弦长/m	4.81
机翼展弦比	9.1

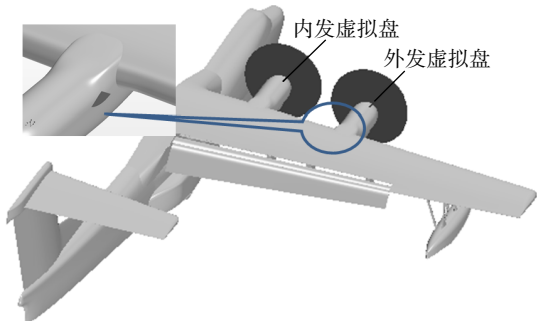


图 1 CFD 计算模型

Fig. 1 CFD computational model

计算流场外边界为长方体,来流方向边界距离机头为 400 m,流出方向边界距离机头为 600 m,展向距对称面 200 m,高度方向上下各为 200 m。

网格是用 STAR-CCM+建立的,网格形式为空间笛卡儿+黏性附面层网格,附面层首层网格 y^+ 约为 1。为了提高扰流片的模拟精度,精确捕捉短舱及扰流片的诱导涡系,对扰流片及发动机短舱的尾迹区域进行了空间加密,加密区网格尺寸约为扰流片尺寸的 10%。网格单元总数约为 7 200 万。

3 数值仿真分析

3.1 基础构型分析

本节主要对基本状态模型(无短舱扰流片)进行了分析讨论。

本次试验在四川绵阳 FL-13 风洞第二试验段(8 m × 6 m)进行,FL-13 风洞是一座直流式、闭口、串列双试验段的大型风洞。第二试验段宽 8 m、高 6 m、长 15 m,有效截面积 47.4 m^2 ,常用风速 20~85 m/s。全机模型支撑装置为 8 m × 6 m 风洞特大攻角支撑机构,该装置采用多轴联动液压驱动系统,能够连续、实时实现迎角和侧滑角的联动和位移补偿。整个模型为全金属结构,模型比例为 1:8,螺旋桨由 80 kW 电动机驱动,螺旋桨桨叶角地面可调。试验模型见图 2。

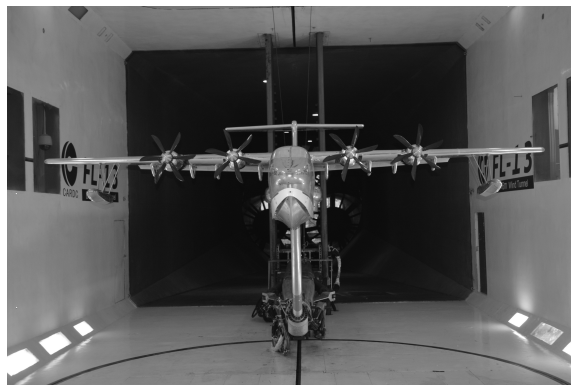


图 2 试验模型在风洞中的安装

Fig. 2 Installation of test model in wind tunnel

试验风速为 70 m/s,基于机翼平均气动弦长的雷诺数约为 2.7×10^6 ,发动机处于零推力工作状态,螺旋桨拉力系数为 0,前进比为 0.666,确定的桨叶角为 12.5° ,转速为 7 600 r/min。襟翼偏度为着陆构型,副翼及其他操纵面偏度均为 0° 。

图 3 给出了在 FL-13 风洞开展的零推力状态(带螺旋桨,螺旋桨推力为 0)试验结果和 CFD 仿真结果的升力曲线对比,CFD 计算不真实模拟螺旋桨旋转,采用虚拟盘方法模拟螺旋桨的动力效应,因此风洞试验结果扣除了螺旋桨上的六分量气动力。CFD 计算的马赫数、雷诺数、螺旋桨动

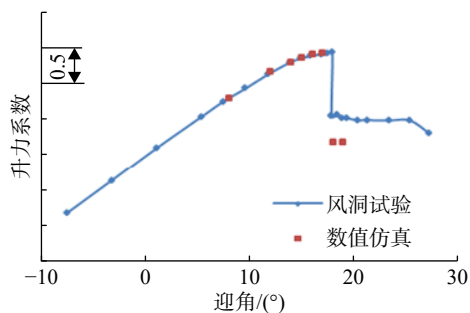


图 3 无动力状态计算和试验结果对比(半模)

Fig. 3 Comparison of calculation and test results in no-dynamic state (half mode)

力状态与风洞试验相同。

数值模拟结果与风洞试验结果对比表明,两者在最大升力系数、失速迎角、分离区域等关键参数的一致性很好,证明了所采用的数值模拟方法的可靠性。

在无动力条件下,失速迎角约为 17° 。在 18° 迎角,两发之间的主机翼发生大面积分离,最大升力系数从 3.0 急剧降低至 2.0 左右,失速之后的升力损失达到最大升力系数的 30%,分离发展迅速。

两发之间的分离除受翼型匹配、扭转分布等影响之外,发动机短舱的影响也是一个重要因素。图 4 显示了迎角为 12° 主机翼和襟翼上方的短舱涡量分布。从涡量的 x 分量可以看出,发动机短舱左侧涡量为正值,而发动机短舱右侧涡旋是反方向旋转。发动机短舱后面的区域受到旋涡的有利影响,旋涡将空间的高能量气流输送到短舱后部边界层。发动机短舱后面的摩擦因数明显增加,表明该区域边界层能量得到加强。相反,摩擦因数在旋涡的上洗面减小,即在旋涡外侧,由于旋涡的诱导作用,短舱后的低速附面层向外堆积,机翼表面出现了明显的摩擦因数降低,两发之间的区域受到内外发的双重影响,存在三角形的低能量区。同时,在大迎角时,在机翼和短舱的交

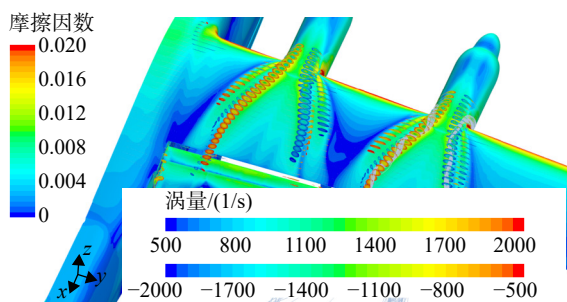


图 4 短舱诱导涡量分布和机翼摩擦因数分布

Fig. 4 Distribution of induced vorticity in nacelle and friction coefficient of wing

界处的气流受到发动机短舱和机翼的双重挤压影响,以及双重壁面的摩擦效应影响,造成附面层在短舱根部与机翼的交界处开始堆积。从机翼上表面的流线图也可以看出,受短舱涡的影响,短舱后的流线向两侧分开。

从图 5 可以看出,在短舱两侧的旋涡的驱动下,来自短舱上的气流在主机翼上向两侧扩展,同时将短舱后的附面层向两侧堆积。

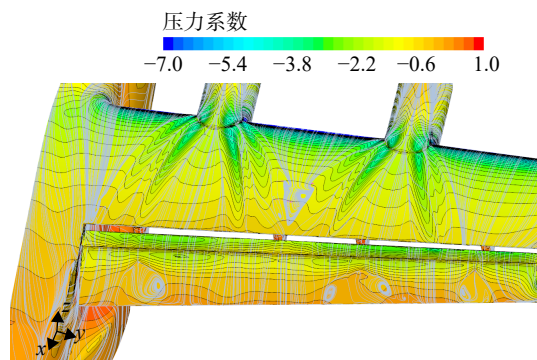


图 5 机翼表面压力系数分布及流线图

Fig. 5 Surface pressure coefficient distribution and streamline of wing

由于发动机短舱的上洗作用,发动机两侧的迎角明显高于其他区域,由于两发之间距离较近,两发之间的翼面感受到了更高的来流迎角(见图 6),从吸力峰展向分布也可以看出,两发之间的吸力峰明显高于其他区域,而且气流在短舱和机翼的双重夹击下加速,机翼连接短舱的根部出现了极高的吸力峰,外发内侧的吸力峰尤其大(见图 7)。

随着迎角增加,内发外侧和外发内侧的旋涡诱导的附面层低能量气流逐渐汇聚,达到一定程度以后,两发之间发生了快速的、大面积的气流分离(见图 8),升力系数损失了 1.0 左右,达到最大升力系数的 30% 左右。

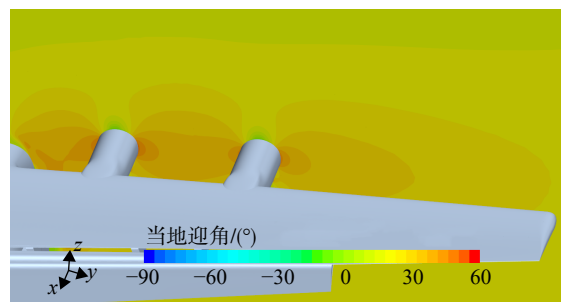


图 6 机翼前方剖面当地迎角分布

Fig. 6 Local angle of attack distribution in the forward section of the wing

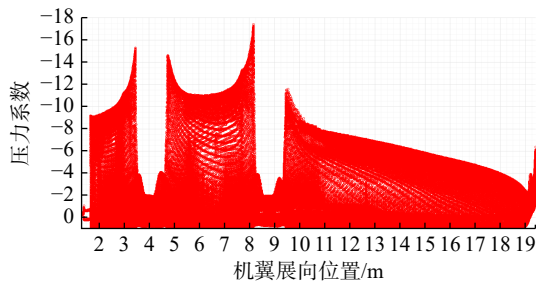


图7 机翼吸力峰极值分布

Fig. 7 Maximum distribution of wing suction peak

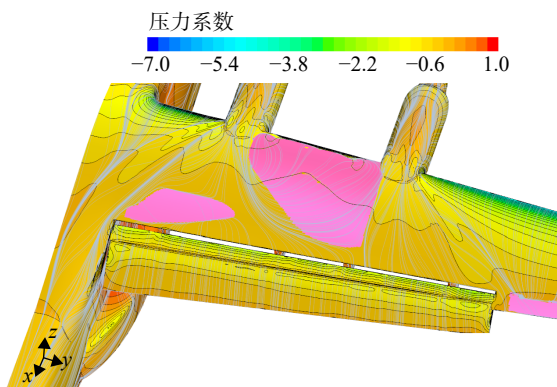


图8 机翼分离区域

Fig. 8 Wing separation area

3.2 短舱扰流片研究

在无动力/零推力条件下,发动机短舱对着陆构型的最大迎角和最大升力有很大的影响,发动机短舱内侧的涡流和吸力峰是根本原因。因此,在外发内侧加装扰流片,抑制短舱的涡流、降低吸力峰值,理论上有望改善两发之间的急剧分离。

以下几个参数对扰流片的作用有明显影响:

1) 扰流片流向位置。扰流片在流向前后移动时,扰流片的诱导涡受到来流气动的影响,会从不同的高度流过机翼的上表面。当扰流片与主机翼前缘的距离减小时,由于主机翼的环流和伴随的垂直速度,有效迎角增大,涡流强度增强。

2) 扰流片周向位置。主要影响扰流片的诱导涡流经主机翼上方的高度。此外,如果扰流片放置在靠近主翼的前缘,扰流片周向位置的变化也会影响涡强度。

3) 扰流片的俯仰安装角。影响扰流片的环量,从而影响扰流片的涡强度。

4) 扰流片尺寸是影响扰流片涡强度的主要参数,同时,如果保持扰流片的角度不变,各向同比比例的缩放,也会导致涡流沿展向方向发生位移。

5) 扰流片的形状由扰流片的展弦比给出,展弦比也影响涡强度,同样,涡的展向位置受扰流片的尺寸和形状的综合影响。

为了寻找最佳的扰流片形状和位置,原则上需要对上述5个方面进行敏感性分析,但是这样会显著增加研究的复杂程度。为了减少计算量,对上述5个影响参数进行简化,其中第三条扰流片的俯仰安装角对巡航阻力有明显的影响,因此该角度依据巡航时短舱上的流线确定,目的是尽量减小扰流片的巡航阻力,针对本模型,扰流片安装角度取值为 -15° ,即扰流片前低后高(见图9)。

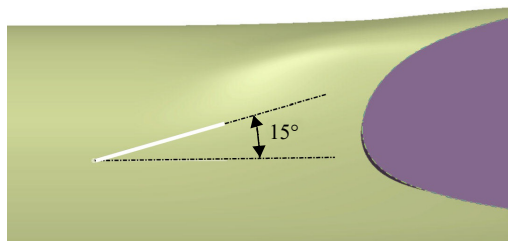


图9 扰流片安装角度

Fig. 9 Installation angle of strake

扰流片的基本形状采用半三角翼带矩形延伸,尺寸初步根据经验确定,同时忽略了扰流片的展弦比变化。因此,经过简化,本文仅考虑位置影响,即第1项和第2项的影响。本文所采用的扰流片外形参数见图10。

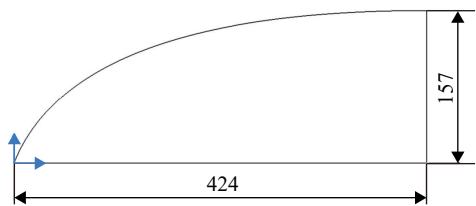
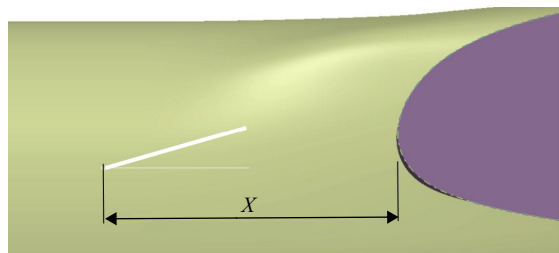


图10 扰流片外形参数(单位: mm)

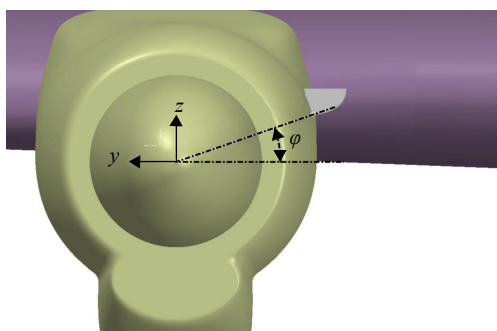
Fig. 10 Configuration parameters of strake (unit: mm)

初步确定的位置参数有两个:第一是扰流片的前缘点与机翼前缘的距离 X ,第二是扰流片在短舱的周向位置 φ 。扰流片的安装位置示意图见图11。

首先根据经验确定了一个初始位置,初始位置距离机翼前缘800 mm,周向位于短舱水平面上方 19° 的位置,然后以此位置为基准进行两个方向的移动研究,流向正值表示远离机翼前缘,周向正值表示向上移动,仿真的扰流片安装位置分



(a) 扰流片流向安装位置定义



(b) 扰流片周向安装位置定义

图 11 扰流片的安装位置

Fig. 11 Position of the strake

布见表 2。表中的 N 表示扰流片没有效果, P 表示可以控制机翼的快速分离, 即有效果, F 表示失速迎角提前量。例如: F1/P 表示扰流片有效果, 失速迎角提前 1° 。

表 2 不同扰流片安装位置的效果

Table 2 Effect of different positions of strake

周向 位移/ $^\circ$	流向位移/cm					
	15	5	0	-5	-10	-15
-5	N		N	F1/P		F3/P
0	N	N	F1/P	F1/P	F2/P	F3/P
5	N	N	F0/P	F1/P		F3/P
10			N	N	F1/P	F2.5/P

从表 2 中可以看出规律, 扰流片远离螺旋桨旋转平面(即向后移动, 靠近机翼)扰流片有控制两发之间机翼快速分离的效果, 但是过于靠后会使失速迎角提前, 降低最大升力系数。安装位置靠后, 安装效果受周向位置的影响变小, 其中从基础位置向上旋转 5° 的位置效果最好, 此安装位置有控制分离的效果且失速迎角没有变化。但是该位置处于有效/无效的临界位置, 再向前移动 5 cm 或再向上旋转 5° , 均会造成扰流片失效。

最佳安装位置的升力系数与无扰流片的升力系数对比见图 12。从图中可以看出, 在升力线性

段, 扰流片对升力影响很小, 两者的失速迎角均为 17° , 失速以后, 有扰流片的升力损失与无扰流片相比减少 50% 以上。

在迎角 $\alpha=18^\circ$, 机翼失速以后, 两发之间的机翼前缘大范围的吸力峰仍旧保持(见图 13), 机翼分离主要发生在主翼面的后缘, 而基础构型的机翼分离直接推进到机翼前缘(见图 8), 大面积吸力峰消失, 升力急剧降低。

图 14 显示了在外侧发动机短舱的内侧加装

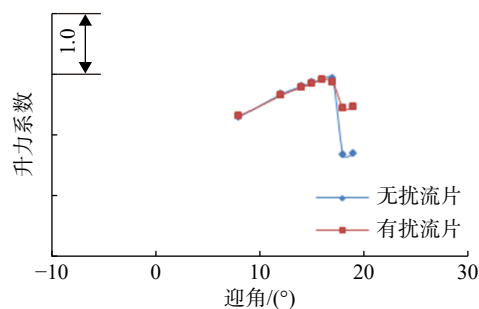


图 12 扰流片最佳位置与无扰流片的升力系数对比

Fig. 12 Comparison of lift coefficient between optimum position of nacelle strake and no strake

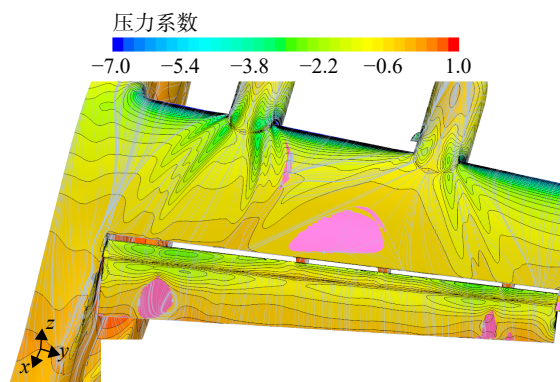
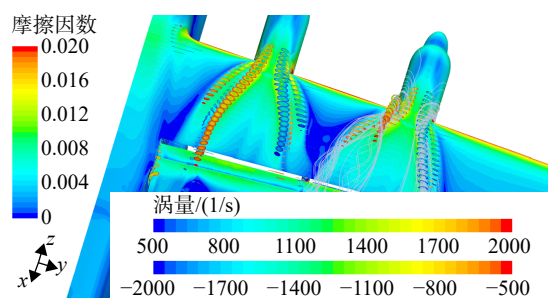
图 13 扰流片最佳位置机翼分离情况($\alpha=18^\circ$)Fig. 13 Separation of wing in optimum position of strake ($\alpha=18^\circ$)

图 14 扰流片和短舱诱导涡量分布以及机翼摩擦因数分布
Fig. 14 Distribution of induced vorticity and friction coefficient of wing in nacelle strake and nacelle

扰流片后的空间涡量分布和飞机壁面的摩擦因数分布。以发动机短舱内侧区域为研究对象,利用 x 涡度可视化技术,研究了发动机短舱内侧区域旋涡与发动机短舱内侧扰流片旋涡之间的相互作用,发现发动机短舱内侧区域旋涡与扰流片旋涡具有相同的旋转方向。结果表明,在机翼与短舱交界处的两个主涡之间出现了一个具有正 x 涡度的小二次涡。与图 4 的对比可以看出,发动机短舱内侧的高负 x 涡度值明显减小,表明涡强度降低。即在外发内侧,发动机短舱诱导了顺时针方向的涡,同时扰流片在上方生成了同向旋转的涡,该旋涡明显削弱了短舱涡的强度。

机翼分离的根本原因是:由于机翼头部的吸力峰过高,逆压梯度较大,后部附面层堆积造成能量损失较大。图 15 给出了失速之前、迎角为 16° 状态的有无扰流片的机翼压力系数极值分布情况,在无扰流片的情况下,发动机短舱两侧压力系数出现尖峰极值,其中外发内侧尤其大。短舱两侧的压力系数较大有两方面的原因:短舱的上洗作用和短舱/机翼干扰的挤压效应。加装扰流片以后,由于扰流片的诱导作用,外发内侧的吸力峰极值受到极大的抑制,在迎角为 16° 时,由 -18 降至 -12 左右。

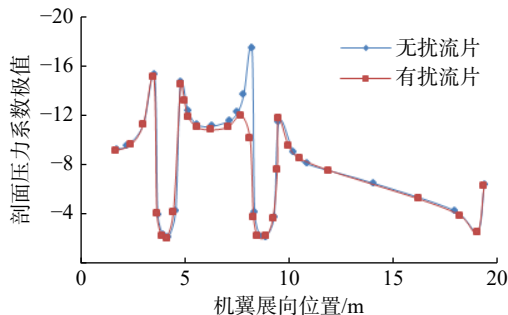


图 15 有无扰流片的机翼压力分布极值对比

Fig. 15 Comparison of extreme values of wing pressure distribution with and without strake

3.3 扰流片对巡航阻力的影响

扰流片对巡航状态的阻力影响也进行了考虑。针对最佳扰流片设计位置,研究了高度为 7 km、马赫数为 0.50、迎角为 0° 状态的阻力影响。从流线图(见图 16)可以看出,扰流片的设计角度合理,扰流片的几何弦向方向与安装位置的短舱流线方向基本一致,从阻力系数来看,扰流片造成的全机总阻力增加 0.000 09,约占巡航阻力的 0.2%,对航程的影响不超过 7 km。

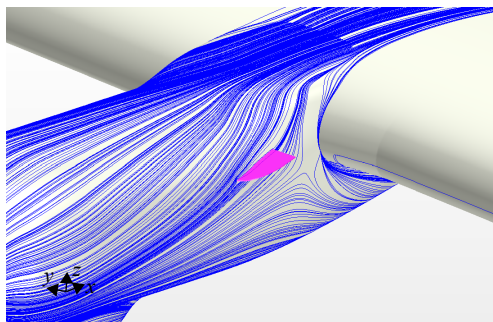


图 16 巡航状态扰流片流线

Fig. 16 Nacelle strake streamline of cruise state

4 风洞试验验证

4.1 试验模型与风洞

上述扰流片的设计研究采用的是 CFD 方法。为了验证扰流片的设计效果,在风洞中开展了带动力的有无扰流片的试验研究。

风洞试验模型与数值仿真模型一致,在图 2 的基础上增加了扰流片,扰流片安装在最佳设计位置(见图 17)。试验状态与无扰流片状态一致。

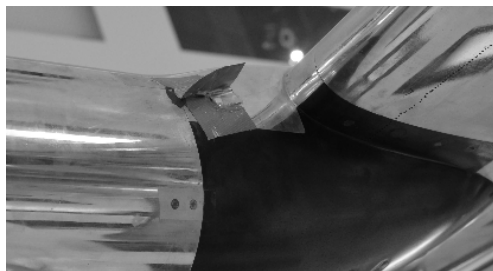


图 17 短舱扰流片的安装

Fig. 17 Installation of nacelle strake in nacelle

4.2 试验结果

图 18 为零推力状态有无扰流片的风洞试验结果。风洞试验结果表明,扰流片对线性段的升力特性影响不大,在失速以后影响明显。加装扰流片以后,机翼失速后的升力损失由 0.92 降低至 0.42 左

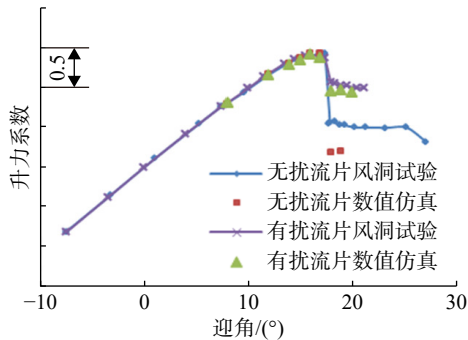


图 18 有无短舱扰流片的风洞试验结果对比

Fig. 18 Comparison of wind tunnel test results with and without strake

右, 升力损失减少 54%, 与 CFD 仿真结论基本一致。

5 结 论

1) 在大迎角状态, 螺旋桨短舱两侧诱导出的—对向短舱内侧旋转的对称涡, 该对称涡在短舱后方将空间高速气流引入附面层, 提高的附面层能量, 同时将短舱后区域的附面层堆积到短舱两侧。在内外发短舱涡的作用下, 两发之间的区域存在较大范围的低能量区, 机翼失速以后, 快速推进到机翼前缘, 最大升力损失达到 30%。

2) 在外发内侧加装扰流片, 扰流片产生了较强的 x 向旋涡, 该旋涡位于外发内侧的短舱涡上方, 旋转方向相同, 两旋涡互相作用, 相互抵消, 扰流片明显控制了短舱涡的强度。

3) 不同位置的扰流片对失速以后的最大升力特性影响差异明显, 在最佳安装位置, 最大升力系数变化不大, 但是失速以后升力损失减少 50% 左右。

4) 扰流片明显改善了短舱根部的吸力峰值, 由于扰流片的诱导作用, 外发内侧的吸力峰值受到极大的抑制, 在迎角为 16° 时, 由 -18 降至 -12 左右。

5) 在风洞中开展了零推力状态的扰流片影响试验, 加装扰流片以后, 机翼失速后的升力损失由 0.92 降低至 0.42 左右, 升力损失减少 54%, 与 CFD 仿真结论基本一致。

参考文献:

- [1] 赵帅, 段卓毅, 李杰, 等. 螺旋桨旋转方向对飞机俯仰力矩特性的影响[J]. 航空学报, 2020, 41(8): 123619.
ZHAO Shuai, DUAN Zhuoyi, LI Jie, et al. Effects of propeller rotation direction on pitching moment characteristics of aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(8): 123619. (in Chinese)
- [2] LEVIN A D, SMITH R C. Installed nacelle drag-improvement tests of an $M=0.8$ turboprop transport configuration[R]. NASA TM-84302, 1985.
- [3] ZIEMIANSKI J A, WHITLOW J B. NASA/Industry advanced turboprop technology program[R]. NASA TM-100929, 1988.
- [4] DUGAN J B F, MILLER B A, GRABER E J, et al. The NASA high-speed turboprop program[R]. NASA TM-81561, 1980.
- [5] CARLSON J, PENDERGRAFT O, BARTLETT G. Comparison of advanced turboprop installation on swept and unswept supercritical wings at transonic speeds[R]. AIAA1985-1264, 1985.
- [6] 史文博, 李杰. 螺旋桨安装效应对无人机气动特性影响[J]. 航空动力学报, 2020, 35(3): 611-619.
SHI Wenbo, LI Jie. Impacts of propeller installation effect on aerodynamic performances for UAV[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(3): 611-619. (in Chinese)
- [7] QIU Yasong, BAI Junqiang, QIAO Lei. Aerodynamic effects of wing-mounted engine nacelle on high-lift configuration of turbo-prop airliner[J]. *Journal of Aircraft*, 2018, 55(3): 1082-1089.
- [8] 黄领才, 雍明培. 水陆两栖飞机的关键技术和产业应用前景[J]. 航空学报, 2019, 40(1): 522708.
HUANG Lingcai, YONG Mingpei. Key technologies and industrial application prospects of amphibian aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(1): 522708. (in Chinese)
- [9] VELDHUIS L L M. Propeller wing aerodynamic interference[D]. Delft, Netherlands: Delft University of Technology, 2005.
- [10] PETROV A. Aerodynamics of STOL airplanes with powered high-lift systems[R]. Edinburgh, UK: ICAS 2012 Congress, 2012.
- [11] 刘毅, 赵晓霞, 欧阳绍修, 等. 某运输机加装失速条气动特性研究[J]. 实验流体力学, 2016, 30(5): 36-41.
LIU Yi, ZHAO Xiaoxia, OUYANG Shaoxiu, et al. Research on aerodynamic characteristics of transport aircraft with stall strips[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2016, 30(5): 36-41. (in Chinese)
- [12] 周莉, 文崧棋, 王占学. 螺旋桨滑流的三维流场特性数值研究[J]. 航空动力学报, 2018, 33(4): 832-840.
ZHOU Li, WEN Songqi, WANG Zhanxue. Numerical investigation on three-dimensional flow-field characteristics of propeller slipstream[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(4): 832-840. (in Chinese)
- [13] KELLER D, RUDNIK R. Numerical investigation of engine effects on a transport aircraft with circulation control[J]. *Journal of Aircraft*, 2015, 52(2): 421-438.
- [14] 周诗睿, 李博, 周杨, 等. 螺旋桨滑流对发动机进气道气动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2019, 34(6): 1322-1333.
ZHOU Shirui, LI Bo, ZHOU Yang, et al. Aerodynamic performance influence of propeller slipstream on engine intake[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(6): 1322-1333. (in Chinese)
- [15] VON H G, SCHADE N, DER J, et al. CFD-prediction of maximum-lift-effects on realistic high-lift-commercial-aircraft-configurations within the European Project EUROLIFT II[R]. AIAA2007-4299, 2007.
- [16] RUDNIK R. Stall behaviour of the EUROLIFT high lift configurations[R]. AIAA2008-836, 2008.
- [17] EMUNDS R. Leading edge vortex system of the A380 at high angles of attack in landing configuration, third symposium: simulation of wing and nacelle stall[D]. Braunschweig, Germany: Technical University of Braunschweig, 2012.
- [18] 张文升, 陈海昕, 张宇飞, 等. 短舱扰流片对运输机增升装置气动特性的影响[J]. 航空学报, 2013, 34(1): 76-85.
ZHANG Wensheng, CHEN Haixin, ZHANG Yufei, et al. Nacelle strake's aerodynamic characteristics effects on high-lift configuration of transport aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(1): 76-85. (in Chinese)
- [19] DANIEL R. Aerodynamic design of the A400M high-lift system[R]. Anchorage, US: 26th international congress of the aeronautical sciences, 2008.
- [20] KELLER D, RUDNIK R. Numerical investigations of aerodynamic properties of a propeller blown circulation control system on a high wing aircraft[J]. *CEAS Aeronautical Journal*, 2016, 7(3): 441-454.
- [21] SPALART P, ALLMARAS S. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA1992-439, 1992.
- [22] SPALART P R, SHUR M. On the sensitization of turbulence models to rotation and curvature[J]. *Aerospace Science and Technology*, 1997, 1(5): 297-302.
- [23] CHURCHFIELD M J, BLAISDELL G A. Numerical simulations of a wingtip vortex in the near field[J]. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(1): 230-243.

(编辑: 秦理曼)