

民用航空涡轮发动机短舱高速风洞试验

陈 俊, 章欣涛, 冯丽娟

(中国航空发动机集团有限公司 商用航空发动机有限责任公司, 上海 201108)

摘 要: 为了获取三种不同型面的民用航空涡轮发动机短舱气动特性,开展了高速风洞试验与数值仿真研究,获取了短舱的压力分布及内流特性,并对比分析了风洞试验数据与仿真结果。结果表明:随着流量系数减小及攻角增加,短舱上唇口外流出现分离;随着流量系数增大,短舱内流下侧出现分离;采用的 CFD 方法在无分离情况下静压分布与试验结果吻合,但随着流量系数的减小,CFD 结果先于试验出现了气流分离。

关 键 词: 航空涡轮发动机; 短舱; 进气道; 静压分布; 风洞试验

中图分类号: V435.12

文献标志码: A

High speed wind tunnel test of civil aviation turbine engine nacelle

CHEN Jun, ZHANG Xintao, FENG Lijuan

(Commercial Aircraft Engine Company Limited,
Aero Engine Corporation of China, Shanghai 201108, China)

Abstract: Research of three different civil aviation turbine engine nacelle profiles by high speed wind tunnel test and numerical simulation method was finished, and the static pressure distribution and induct performance of nacelle were obtained. By comparing the result of wind tunnel test with the numerical simulation, it showed that nacelle upside cowl would have separation when the mass flow rates reduced or the attack angle increased; the induct of downside would have separation when the mass flow rates increased; the numerical simulation result of static pressure distribution coincided with the wind tunnel result when there was no separation, but when mass flow rate reduced, the CFD results were separated before the test.

Key words: aviation turbine engine; nacelle; inlet; static pressure distribution; wind tunnel test

短舱进气道作为发动机的关键部件,一方面需要满足发动机与进气道流量匹配,保证进气道出口截面的内流品质,以避免发动机推力损失和发动机稳定工作范围减小;另一方面,需要保证外流合理的压力分布,避免在大攻角工况下的气流分离。因此,短舱气动性能对于航空动力系统至关重要^[1-2]。

风洞试验是预测短舱进气道总压恢复系数、畸变及压力分布等气动性能的主要手段。从上个世纪 80 年代起,国外就开展了稳态、动态畸变、大攻角分离特性等进气道试验技术研究。Hodder 对 TF34 大攻角进气道分离特性进行了试验研究^[3];Motycka 等通过 JT9D 发动机缩比模型进行了相似的大攻角进气道分离及畸变研究^[4-5];

收稿日期: 2018-10-17

作者简介: 陈俊(1981—),男,高级工程师,博士,主要从事短舱气动热力设计。E-mail:chenjun@acaec.com.cn

引用格式: 陈俊,章欣涛,冯丽娟. 民用航空涡轮发动机短舱高速风洞试验[J]. 航空动力学报,2019,34(7):1416-1424. CHEN Jun, ZHANG Xintao, FENG Lijuan. High speed wind tunnel test of civil aviation turbine engine nacelle[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(7): 1416-1424.

Larkin 和 Schwieger 研究了多个缩尺进气道模型,包括不同工况下有无风扇影响下的进气道气动特性^[6]。而在短舱进气道数值仿真方面,Shmilovich 和 Arvin 采用数值仿真的方法对不同工况下进气道流动分离的进行了研究^[7],并且起飞和着陆工况下的分离流动与试验结果进行了对比;Chou 等计算了不同工况下进气道的边界层特性,同时对大攻角分离特性下边界层发展的缩比效应进行了研究^[8-10]。

国内的研究大多通过数值仿真方法对进气道性能研究。2011 年张兆等通过数值模拟方法对通气短舱的溢流阻力特性开展了研究^[11];2012 年,魏小峰等通过数值模拟对民用飞机进气道的内外流气动性能进行了初步评估^[12];2013 年刘凯礼等通过数值模拟的方法分析了民用发动机动力短舱、发动机动力模拟装置(TPS)短舱、高/低速短舱的阻力特性差异^[13];2015 年刘凯礼等对民用短舱进气道在侧风条件下的畸变进行了数值仿真研究,并且对进气道畸变的地面效应进行了分析^[14];2015 年姬昌睿等对外无损伤下的民机短舱内外流气动特性进行了数值仿真研究^[15];2017 年闫海津等对发动机短舱侧风工况下的进气流场特征开展了数值仿真研究^[16];2018 年刘浩等对滑跑条件下的短舱进气道地面涡进行了数值仿真研究^[17]。试验方面,2019 年陈晶晶等通过试验与仿真方法对 DLR-F6 短舱进气道进行了侧风及地面吸入涡特征研究^[18],但目前国内针对单独民机短舱高速工况下的风洞试验较少,因此急需发展针对于民机短舱的高速风洞试验验证技术。

本文基于 3 种不同民机短舱气动型面开展了数值仿真及高速风洞试验验证,获取单独短舱在不同工况条件下的短舱壁面压力分布、进气道出口总压恢复系数及总压畸变,验证了单独短舱数值仿真方法的精确度,探讨了不同型面参数对于民机短舱进气道的性能的影响。

1 试验方法与设备

1.1 试验风洞及设备

试验在中国航空工业集团有限公司空气动力研究院 FL-3 风洞进行吹风试验,图 1 给出了 FL-3 风洞的实物照片。

FL-3 风洞是一座暂冲下吹式三声速风洞,风洞全长约 85 m,试验段截面尺寸为 1.5 m×1.6 m (宽×高),试验速度范围为来流马赫数(简称马赫数) $Ma=0.30\sim2.25$ 。前室的最高压力为 0.4



图 1 中国航空工业集团有限公司航空工业空气动力研究院 FL-3 风洞

Fig. 1 Aviation Industry Corporation of China Aero Dynamics Research Institute FL-3 wind tunnel

MPa, $Ma=0.8$ 时,常规速压下的雷诺数为 2.6×10^6 。试验测控总压 p_0 控制系统调压精度优于 0.25%。马赫数控制精度:当 $0.4\leq Ma\leq0.9$ 时, $|\Delta Ma|\leq0.003$;当 $0.9<Ma\leq1.2$ 时, $|\Delta Ma|\leq0.005$ 。试验设备可以满足短舱壁面压力及流量测试要求。

1.2 试验模型

单独短舱进气道试验模型为全金属模型,模型缩比 1:16,分为前体(短舱唇口)和后体(包含短舱反推外罩型面段)。模型前体前缘壁面周向均布 8 排静压点,每排共有 12 个静压点,其中内型面 6 个,前缘点 1 个,外型面 5 个。周向 8 排静压点以 45°为间隔按顺时针方向均布,命名为 s_1 至 s_8 , s_1 为短舱上纵线 0°剖面, s_5 为短舱下纵线 270°剖面。短舱内通道测量段按等面积环分布 ($8\times5=40$) 稳态总压探头和 8 个动态传感器。短舱后段用于安装支撑轮毂。如图 2 给出了短舱模型、壁面静压测点及测量段总压探头位置示意图,浅灰色部分为模型前体,深灰色部分为模型后体。

本试验共计 A、B、C 共 3 种不同短舱气动外

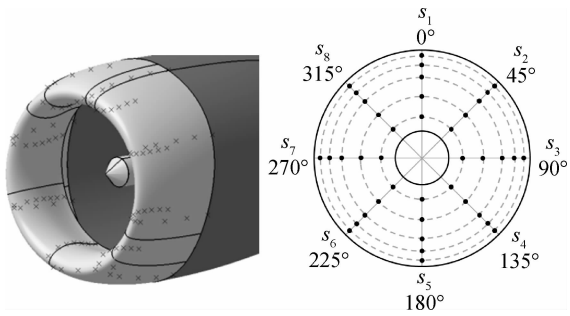


图 2 短舱试验模型示意图

Fig. 2 Sketch of nacelle test model

形,不同气动外形的前体型面不同,3 个前体共用 1 个短舱后体型面,并且不同模型前体与后体之间的接口完全相同。3 套模型中模型 A 为基准模型,模型 B 的进气道轴向长度 D_{x2} 为模型 A 的 1.22 倍,模型 C 的喉道椭圆短半轴长度 r_3 为模型 A 的 1.2 倍。图 3 给出了短舱不同模型的纵线对比,图 4 给出了短舱几何参数示意图。

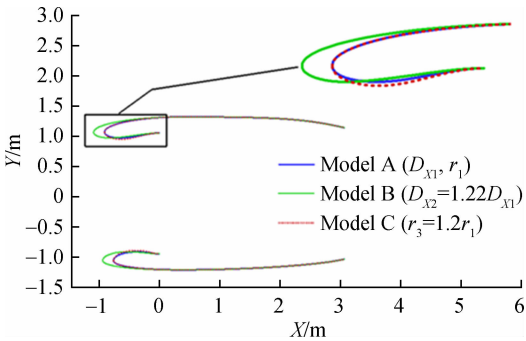


图 3 短舱气动型面纵线对比图

Fig. 3 Comparison diagram of nacelle polyline

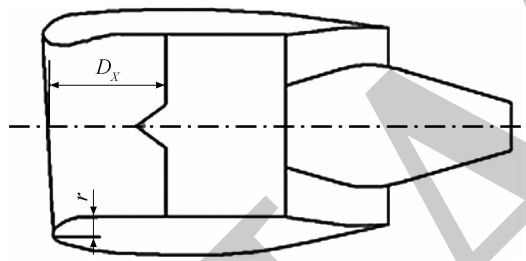


图 4 短舱几何参数示意图

Fig. 4 Sketch of nacelle geometry parameter

风洞试验为了模拟发动机不同工作状态下的进气效应,采用引射装置调整进气流量,增加了风扇锥。模型在风洞中的安装情况见图 5。



图 5 风洞模型安装情况

Fig. 5 Installation of wind tunnel model

1.3 试验内容

表 1 给出了本次试验中的任务工况(表中 φ

为流量系数)。试验工况选取典型真实飞行工况,获取短舱壁面压力与进气道出口总压(含总压畸变),共计 13 组工况。每条组工况对应 1 个马赫数(Ma)、1 个攻角(α)、1 个侧风角下的 6 个不同进气道抽吸流量,马赫数(Ma)范围为 0.40~0.85,攻角(α)范围为 $4^{\circ}\sim 22^{\circ}$,无侧滑角。

表 1 高速风洞试验工况表

Talble 1 High speed wind tunnel test condition table

工况	Ma	$\alpha/(^{\circ})$	φ
1	0.400	14	0.50~1.00
2	0.400	16	0.50~1.00
3	0.400	18	0.50~1.00
4	0.400	20	0.50~1.00
5	0.400	22	0.50~1.00
6	0.592	8	0.50~0.75
7	0.592	10	0.50~0.75
8	0.592	12	0.50~0.75
9	0.785	4	0.50~0.65
10	0.785	6	0.50~0.65
11	0.785	8	0.50~0.65
12	0.850	4	0.55~0.65
13	0.850	6	0.55~0.65

2 数值仿真及修正方法

2.1 数值仿真方法

为了保证数值方法可以准确获取短舱模拟工况下的气动性能,本文采用 ICEM 软件对短舱流场生成结构化计算网格,在计算域上游,网格边界距离短舱的距离约为 15 倍的短舱当量直径。全流场三维计算网格总数都控制在 400 万个网格单元。其中为了准确模拟附面层内的复杂流动,对短舱近壁面处的网格进行了加密处理,第 1 层网格高度约为 0.01mm,保证壁面 y^+ 在 1 以下。另外还对短舱进口、唇口等流场参数变化较为剧烈的区域网格进行了适当的加密。物理模型及网格示意图见图 6。

需要注意的是,短舱在真实工作状态下,下游喷管出口流线的变化会对上游短舱外罩压力分布产生影响,而试验中的抽吸管路无法模拟真实喷管流线,因此本文将抽吸管道部分并入物理模型

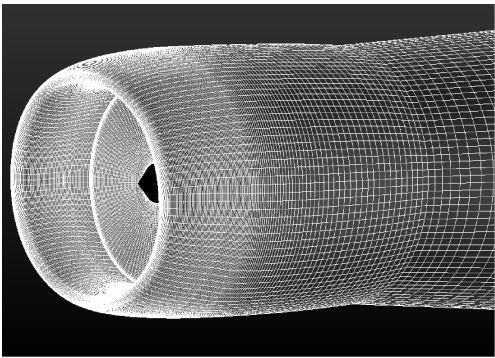


图 6 物理模型及网格示意图

Fig. 6 Sketch of physic model and mesh

进行数值仿真计算。

本文采用 FLUENT 软件对短舱网格进行数值模拟计算。为消除边界条件对数值模拟结果的影响,自由流各边界均选择远场无反射边界条件,选用基于密度的求解器,流体物性参数选用理想气体模型,湍流模型选用 shear stress transformation (SST) $\kappa-\omega$ 模型。在流场计算中监测全流场残差和进出口流量,迭代的收敛标准为各残差指标下降 3 个数量级或继续迭代残差不再下降同时进出口流量保持稳定。

2.2 进气道抽吸流量修正

2.2.1 流量修正方法

风洞试验中,由于流量计测量所得流量 $M_{2\text{exp}}$ 存在一定误差,无法直接作为通过短舱的进气流量来开展 CFD 模拟,因此需要对 CFD 的输入流量 $M_{2\text{cfd},0}$ 进行一定修正,修正方法如下。

首先选取 N 个接近于试验流量 $M_{2\text{exp}}$ 的进气道出口流量 $M_{2\text{cfd},0}$,作为输入流量,根据进气道出口流场计算结果,提取计算式(1)等号右边的各个参数,计算得 N 个 $M_{2\text{cfd},1}$

$$M_{2\text{cfd},1} = p_t(A_2 - A_w)q(M)/\sqrt{T_t} \times 0.04042 \tag{1}$$

式(1)为试验流量计计算 $M_{2\text{exp}}$ 的方法,其中 A_2 为进气道出口面积, A_w 为总压耙全部总压探头迎风面积, p_t 为 40 个总压测点的平均总压, $q(M)$ 为进气道出口马赫数对应的流量函数。拟合 $M_{2\text{cfd},1}$ 与流量 $M_{2\text{cfd},0}$ 的关系,求取当 $M_{2\text{cfd},1} = M_{2\text{exp}}$ 时的输入流量 $M_{2\text{cfd},0}$ 即为修正后的输入流量。

2.2.2 修正方法校验

选取模型 A 在工况 1 下的 6 个不同流量点作为典型工况,通过对比典型工况的试验与仿真压力分布结果,验证流量修正方法的可行

性。表 2 给出了在工况 A1 下,不同抽吸流量的 6 个工况点参数,6 个抽吸工况的流量由大到小排列。

表 2 工况 A1 中的不同工况点参数

Table 2 Different condition parameters at condition A1

工况点	$\alpha/(^\circ)$	Ma_{exp}	φ_{exp}	φ_{cfd}	$\Delta\varphi/\%$
A1.1	14	0.4022	0.996	1.012	1.64
A1.2	14	0.4021	0.882	0.890	0.83
A1.3	14	0.4034	0.799	0.803	0.42
A1.4	14	0.4011	0.700	0.700	-0.01
A1.5	14	0.4033	0.608	0.606	-0.34
A1.6	14	0.4024	0.512	0.507	-0.86

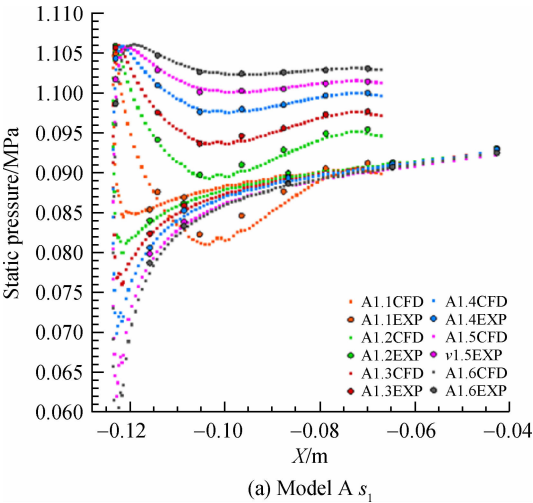
表 2 中, Ma_{exp} 为试验马赫数,与表 1 中的目标马赫数 0.105 存在一定误差; φ_{exp} 为试验流量系数,根据式(2)计算得到

$$\varphi_{\text{exp}} = \frac{M_{2\text{exp}}}{\rho_\infty V_\infty A_{\text{ref}}} \tag{2}$$

式中 ρ_∞ 为远场来流密度, V_∞ 为远场来流速度, A_{ref} 为短舱参考面积。

φ_{cfd} 为 CFD 得到的流量系数,用修正后的进气道流量 $M_{2\text{cfd},0}$,采用与式(2)相同的方法计算得到。由表 2 可见不同工况试验与仿真流量系数的差量($\Delta\varphi$)小于 1.64%。

图 7 给出了表 2 工况下,模型 A 在 s_1 与 s_5 剖面的压力分布随流量变化的试验仿真对比结果。通过图中对比可得,相同工况下 CFD 与试验的压力分布基本一致,结果吻合度较好,因此本文所采用的流量修正方法可行。



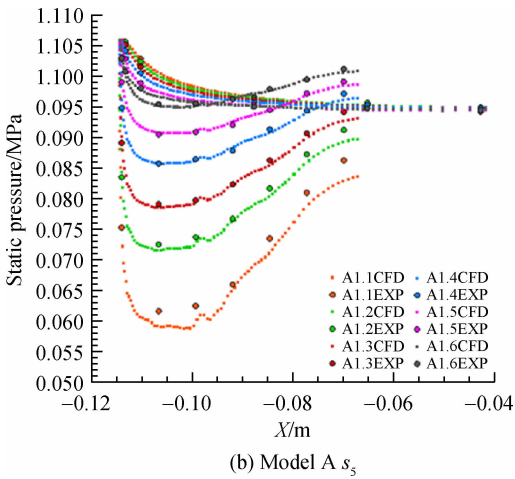


图 7 A1 工况壁面静压分布 CFD 与试验对比
($Ma=0.4, \alpha=14^\circ$)

Fig. 7 Comparison of the wall static pressure distribution of CFD and test results at condition A1 ($Ma=0.4, \alpha=14^\circ$)

3 试验与数值模拟对比分析

选取不同模型不同典型工况,通过对比试验与仿真压力分布结果校验仿真计算的精确性。

3.1 外流分离特性对比

图 8 给出了模型 A 在 $Ma=0.4, \alpha=16^\circ$ (工况 A2) 时, s_1 剖面壁面静压分布随流量变化的试验仿真对比结果, A2.1 至 A2.6 为工况 2 中不同抽吸流量的 6 个工况点, 流量由 A2.1 至 A2.6 逐渐减小。由图可知, 随着流量系数减小, 唇口外侧吸力峰变高, 至 A2.6 时 (流量系数约为 0.516) 仿

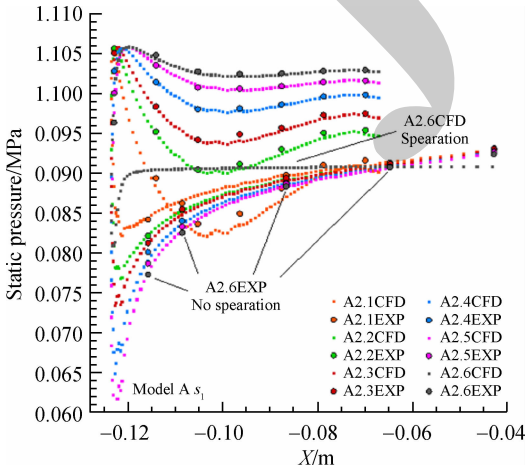


图 8 A2 工况壁面静压分布 CFD 与试验对比
($Ma=0.4, \alpha=16^\circ$)

Fig. 8 Comparison of the wall static pressure distribution of CFD and test results at condition A2 ($Ma=0.4, \alpha=16^\circ$)

真结果出现分离 (平台型压力分布), 而试验结果未发生分离。

图 9 给出了模型 A 在 $Ma=0.4, \alpha=18^\circ$ 时 (工况 A3), s_1 剖面壁面静压分布随流量变化的试验仿真对比结果, A3.1 至 A3.6 为工况 3 中不同抽吸流量的 6 个工况点, 流量由 A3.1 至 A3.6 逐渐减小。由图可知, 流量减小至 A3.6 时 (流量系数约为 0.54) 仿真与试验结果均出现分离 (平台型压力分布)。图 10 给出了 A3.6 工况点下 CFD 壁面流线与试验油流对比结果。

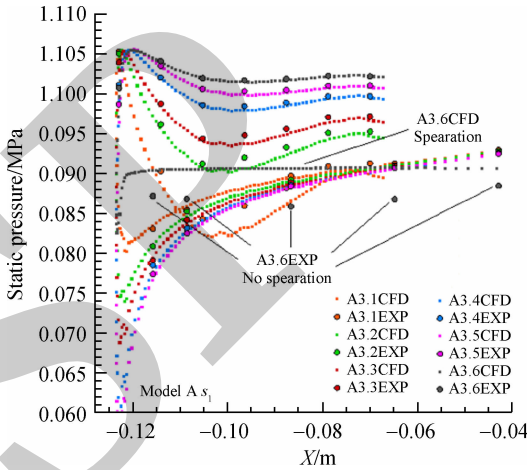


图 9 A3 工况壁面静压分布 CFD 与试验对比
($Ma=0.4, \alpha=18^\circ$)

Fig. 9 Comparison of the wall static pressure distribution of CFD and test results at condition A3 ($Ma=0.4, \alpha=18^\circ$)

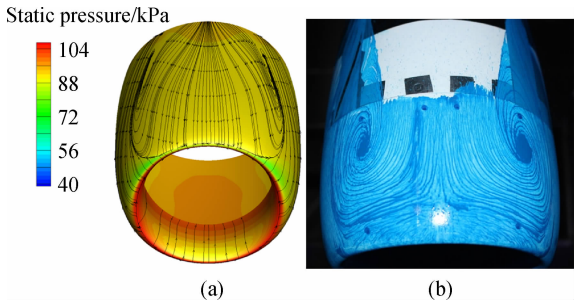


图 10 A3.6 工况短舱外壁面 CFD 流线与油流试验结果
Fig. 10 Oil flow test and nacelle CFD streamline at condition A3.6

通过模型 A 工况 2 及工况 3 的分析比较结果可知, 随着流量系数的减小, 短舱上唇口外侧出现气流分离的趋势越明显; 随着来流攻角的增大, s_1 剖面内流静压值随之增大, 唇口外侧逆压力梯度逐渐增大, 越靠近唇口位置变化越明显, 当附面

层无法承受增大的逆压力梯度时,就会导致附面层分离。

无分离情况下,压力分布数值仿真结果与试验结果吻合较好。随着流量系数的减小,CFD 结果先于试验出现了气流分离,说明本文所采用的数值模拟方法在预测附面层分离方面比较保守。

3.2 内流性能参数对比

表 3 给出了模型 C 在工况 5 下,不同抽吸流量的 6 个工况点参数,C5.1 至 C5.6 工况点的抽吸流量由大到小排列。

表 3 C5 工况中的不同工况点参数

Talbe 3 Different conditions parameters at condition C5					
工况点	$\alpha/(^{\circ})$	Ma_{exp}	φ_{exp}	φ_{cfd}	$\Delta\varphi/\%$
C5.1	22	0.4014	1.020	1.155	13.19
C5.2	22	0.4006	0.874	0.961	9.93
C5.3	22	0.4028	0.791	0.873	10.35
C5.4	22	0.4020	0.714	0.783	9.70
C5.5	22	0.4023	0.609	0.673	10.41
C5.6	22	0.4018	0.511	0.572	11.88

图 11 给出了模型 C 在工况 5 下,试验所得的进气道出口总压畸变图谱(图中 σ 为总压恢复系数)。由图谱可知,随着进气道抽吸流量增大,短舱唇口驻点向外移动,短舱进气畸变逐渐增大。

表 4 给出了表 3 对应工况总压恢复系数 σ 与周向畸变指数 $\bar{D}_{idcmax}$ 的试验与仿真结果。

这里 $\bar{D}_{idcmax}$ 的定义方法为,将进气道出口径向按面积等分为 5 个环面,周向等角度 8 等分,每个区域中心各布置一个总压探头,如图 2 所示。定义不同环面畸变指数 $\bar{D}_{idc}$ 为

$$\bar{D}_{idc,i} = (p_{avg,i} - p_{tmin,i})/p_{tfavg} \tag{3}$$

式中下标 i 为环面数(1~5), $p_{avg,i}$ 为某一环面 8 个测点的算术平均总压, $p_{tmin,i}$ 为某一环面 8 个总压测点的最小值, p_{tfavg} 为截面上 40 个测点的算术平均值。

表 4 C5 工况的内流性能参数

Table 4 Parameters of inner flow at condition C5				
工况点	σ_{exp}	σ_{cfd}	$\bar{D}_{idcmax,exp}/\%$	$\bar{D}_{idcmax,cfd}/\%$
C5.1	0.9959	0.9900	12.54	21.879
C5.2	0.9996	0.9945	6.89	18.315
C5.3	0.9998	0.9954	6.21	15.360
C5.4	0.9998	0.9967	4.86	11.938
C5.5	0.9991	0.9977	2.51	8.818
C5.6	0.9992	0.9984	1.01	6.277

根据环面畸变指数 $\bar{D}_{idc}$,定义周向畸变指数 $\bar{D}_{idcmax}$ 为所有环面畸变指数 $\bar{D}_{idc}$ 的最大值

$$\bar{D}_{idcmax} = \max \bar{D}_{idc,i} \quad (i = 1 \sim 5) \tag{4}$$

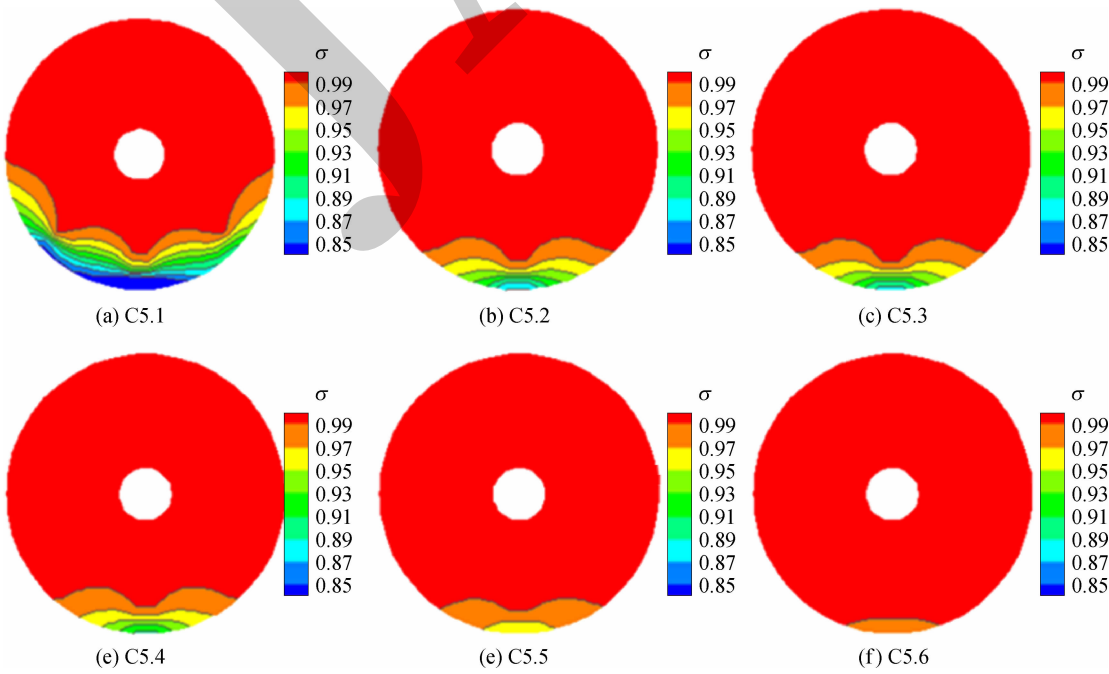


图 11 工况 C5 进气道出口试验畸变图谱

Fig. 11 Distortion contour of inlet outlet at condition C5

由表 4 可知, σ_{cfd} 随着流量系数的增加逐渐减小, 而由于稳态总压测量存在一定误差 ($\pm 0.5\%$), 因此 σ_{exp} 只有在 C5.1 内流分离时明显下降。试验与仿真 $\bar{D}_{\text{idcmax}}$ 随着流量系数的增加均逐渐增大, 试验 $\bar{D}_{\text{idcmax}}$ 相对于仿真较小。

4 不同型面参数对短舱气动性能影响

基于文中第 2.2 节结论, 在无分离情况下试验与仿真吻合度较好, 因此本节模型性能分析主要基于数值仿真结果, 对 3 种不同模型在不同马赫数 ($Ma=0.400, 0.592, 0.785$, 与表 1 中试验工况马赫数对应) 时攻角特性展开数值模拟研究, 分析了不同短舱型面参数对其气动性能的影响。

4.1 唇口椭圆短半轴 r 对进气道性能影响

模型 C 的唇口椭圆短半轴 r 长于模型 A, 下面通过比较模型 A 和模型 C 在不同工况计算结果, 分析唇口椭圆短半轴对进气道性能影响。

图 12 给出了模型 A 和模型 C 在不同马赫数、相同流量系数下外流临界分离攻角 α_{max} 的变化规律。这里临界分离攻角 α_{max} 定义为短舱表面流线无分离情况下的最大攻角, 仿真计算时外流与进气道出口边界条件保持不变, 攻角按 1° 递增, 直至计算出短舱表面分离可得到临界分离攻角 α_{max} 。

由图 12 可知, 随着马赫数增加, 模型外流临界分离攻角 α_{max} 降低。模型 A 外流临界分离攻角 α_{max} 相比模型 C 更大, 抗分离能力较强, 这是由于下唇口椭圆短半轴长度增加, 唇口驻点向外侧移动, 因此短舱外罩不容易分离。

图 13 给出了模型 A 和模型 C 不同马赫数、相同流量系数下, 临界分离攻角 α_{max} 时的出口总压恢复系数变化规律。由图可知, 相同马赫数, 相

同攻角下模型 C 的出口总压恢复系数低于模型 A, 即增加唇口短半轴长度可以降低进气道未分离时的出口总压恢复系数。

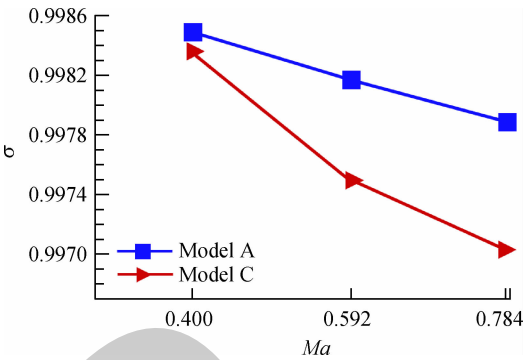


图 13 模型 A、模型 C 在不同马赫数下的总压恢复系数
Fig. 13 Total pressure recovery coefficients of model A and C at different Mach numbers

4.2 进气道轴向长度 D_x 对进气道性能影响

模型 B 的进气道轴向长度 D_x 长于模型 A, 下面通过比较模型 A 和模型 B 在不同工况下的计算结果, 分析进气道轴向长度 D_x 对进气道性能影响。

图 14 给出了模型 A 和模型 B 在不同工况下的临界分离攻角 α_{max} 。图中可见模型 B 的 α_{max} 小于模型 A, 这是由于 D_x 的增加会引起唇口外罩型面拉伸变薄, 使得外部流管扩张加剧, 外流更易分离。图 15 给出了两个模型纵线细节对比图。

图 16 给出了模型 A 和模型 B 在马赫数 0.785 及 0.592 下总压恢复系数随攻角的变化规律。可以看到, 在不同工况, 相同攻角下模型 B 的总压恢复系数都要大于模型 A, 这是由于 D_x 外罩型面变化后, 内流扩张角变小, 因而提高了出

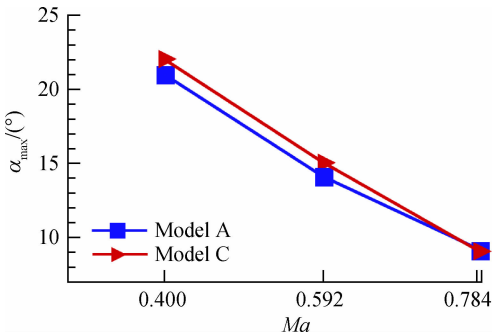


图 12 模型 A、模型 C 在不同马赫数下的临界分离攻角
Fig. 12 Critical separation attack angle of model A and C at different Mach numbers

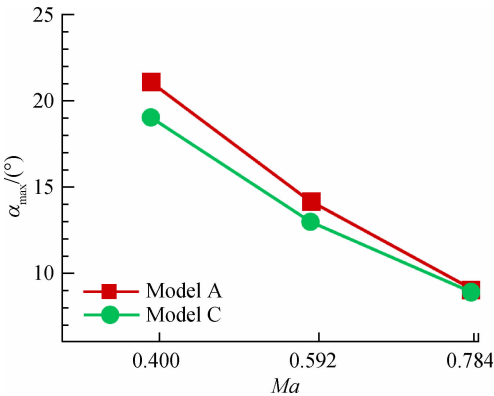


图 14 模型 A、模型 B 在不同马赫数下的临界分离角度
Fig. 14 Critical separation attack angle of model A and B at different Mach numbers

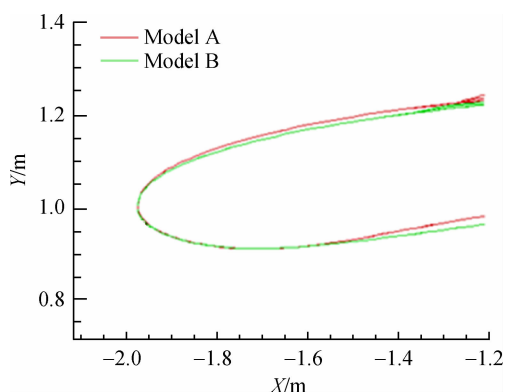


图 15 模型 A、模型 B 纵线对比

Fig. 15 Comparison diagram of nacelle polyline of Model A and Model B

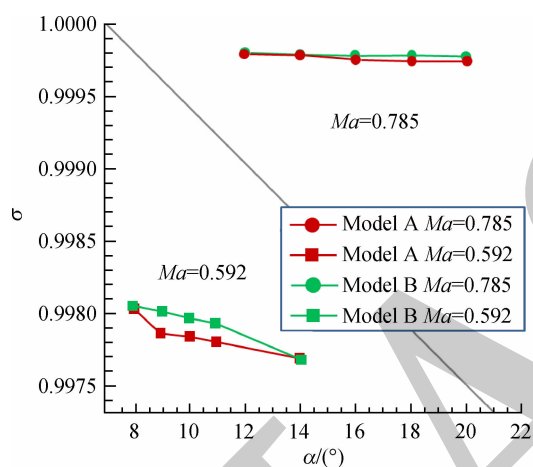


图 16 模型 A、模型 B 在不同工角下的总压恢复系数

Fig. 16 Total pressure recovery coefficients of model A and B at different attack angles

口总压恢复系数。

5 结 论

本文基于试验模型和工况,开展 CFD 模拟、风洞试验对比验证。通过本文 CFD 模拟、风洞试验对比分析,以及基于风洞试验结果的进气道气动特性分析,可以得出以下结论:

1) 流量系数减小或攻角增加,会引起短舱上唇口外侧出现气流分离;流量系数增加会引起短舱进气道内流下唇口分离,畸变逐渐增加。

2) 无分离情况下,压力分布数值仿真结果与试验结果吻合较好;随着流量系数的减小,CFD 结果先于试验出现了气流分离,说明本文所采用的数值模拟方法在预测附面层分离方面比较保守。

3) 增加唇口短半轴长度可以提高外流抗分离能力,降低进气道未分离时的出口总压恢复系

数;进气道轴向长度增加会引起内流扩张角变小,唇口外部变薄,提高出口总压恢复系数,但外流更易分离。

参考文献:

- [1] 陈予恕,张华彪.航空发动机整机动力学研究进展与展望[J].航空学报,2011,32(8):1371-1391.
CHEN Yushu, ZHANG Huabiao. Research progress and prospect of aero engine whole machine dynamics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(8): 1371-1391. (in Chinese)
- [2] SEDDON J, GOLDSMITH E L. Intake aerodynamics[M]. Reston, VA: AIAA Education Series, 1999.
- [3] HODDER B K. An investigation of engine influence on inlet performance[R]. NASA CR-166136, 1981.
- [4] MOTYCKA D, WELLING S, LEWIS-SMITH F. Comparison of model and full scale inlet distortions for subsonic commercial transport inlets[R]. San Diego, CA: Aircraft Design Systems and Operations Meeting, 1984.
- [5] MOTYCKA D L. Reynolds number and fan/inlet coupling effects on subsonic transport inlet distortion[J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 1(3): 229-234.
- [6] LARKIN M J, SCHWIEGER P S. Ultra-high bypass nacelle aerodynamics-inlet flow-through high angle of attack distortion test[R]. NASA CR-189149, 1992.
- [7] SHMILOVICH H, ARVIN M. Calculation of transonic flows with separation past arbitrary inlets at incidence[J]. AIAA Journal, 1990, 28(4): 601-609.
- [8] CHOU D C, HWANG D P, SALARI K, et al. Boundary layer transition effects on flow separation around V/STOL engine inlets at high, incidence[R]. Reno, Nevada: 22th Aerospace Sciences Meeting, 1984.
- [9] CHOU D C, LUIDENS R W, STOCKMAN N O. Prediction of boundary-layer flow separation in V/STOL engine inlets[J]. Journal of Aircraft, 1978, 15(8): 474-481.
- [10] CHOU D C, BAEK J H, LUIDEN R W, et al. Scale effects on turbulent boundary layer development and flow separation around V/STOL inlets at high incidence[R]. St. Louis, MO: 19th Aerospace Sciences Meeting, 1981.
- [11] 张兆,陶洋,黄国川.发动机短舱溢流阻力的数值拟研究[J].航空学报,2011,32(3):547-553.
ZHANG Zhao, TAO Yang, HUANG Guochuan. Numerical simulation research of spillage drag of engine nacelle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(3): 547-553. (in Chinese)
- [12] 魏小峰,戚学锋,王鹏.民用飞机进气道气动设计的评估方法[J].科技信息,2012(28):373-374.
WEI Xiaofeng, QI Xuefeng, WANG Peng. Assessment method for aerodynamic design of civil aircraft inlet[J]. Science and Technology Information, 2012(28): 373-374. (in Chinese)
- [13] 刘凯礼,谭兆光,杨士普,等.民用飞机大涵道比发动机短

舱的阻力特性分析[C]//中国力学大会 2013 论文集. 北京:中国力学学会,2013:297-303.

[14] 刘凯礼,孙一峰,钟园,等. 民用飞机进气道的侧风畸变研究[J]. 航空动力学报,2015,32(2):289-296.
LIU Kaili, SUN Yifeng, ZHONG Yuan, et al. Study on cross-wind distortion of civil aircraft inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 32(2): 289-296. (in Chinese)

[15] 姬昌睿,刘凯礼,张鹏飞,等. 外物损伤对民用飞机短舱内/外流气动特性的影[J]. 航空学报,2015,36(3):772-781.
JI Changrui, LIU Kaili, ZHANG Pengfei, et al. Influence of external object damage on inflow/outflow aerodynamic characteristics of civil aircraft nacelle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(3): 772-781. (in Chinese)

[16] 闫海津,杜玺,谭康华. 发动机短舱侧风工况数值模拟与分

析[C]//第七届中国航空学会青年科技论坛文集. 北京:中国科学技术出版社,2016:522-526.

[17] 刘浩,李博,王成,等. 滑跑条件下短舱进气道地面涡数值仿真[J]. 航空动力学报,2018,33(7):1657-1664.
LIU Hao, LI Bo, WANG Cheng, et al. Ground vortices numerical simulation of nacelle inlet at cross-wind conditions [J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(7): 1657-1664. (in Chinese)

[18] 陈晶晶,吴亚东,田杰,等. 侧风条件下进气道流场及地面吸入涡特征研究[J]. 航空动力学报,2019,34(1):228-237.
CHEN Jingjing, WU Yadong, TIAN Jie, et al. Research on the inlet flow field and ground vortex under crosswind condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(1): 228-237. (in Chinese)

(编辑:叶 青)