# 民用航空涡扇发动机短舱外部阻力试验方法研究\*

章欣涛1,冯丽娟1,王维1,熊能2,林俊2

(1. 中国航发商用航空发动机有限责任公司,上海 200241;2. 中国空气动力研究与发展中心,四川 绵阳 621000)

摘 要:为了发展一种适用于大涵道比民用航空涡扇发动机短舱外部阻力的试验方法,对NACA-1 系列轴对称短舱试验进行改进,并在2.4m跨声速风洞中完成了试验研究,获取了某型大涵道比民用航 空涡扇发动机短舱在马赫数0.388~0.86的外部阻力,通过数值仿真与试验结果对比,验证了试验方案的 可行性。结果表明,经过改进的试验方案的攻角适用范围由原方案的0°扩展致0°~4°,外部阻力随马赫 数及流量系数的试验数据变化规律良好,试验结果与仿真结果吻合,试验方案适用于民用大涵道比航空 涡扇发动机短舱外部阻力测量。

关键词: 航空发动机; 短舱; 外部阻力; 风洞试验; 数值仿真 中图分类号: V235.13 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2021) 02-0241-08 DOI: 10.13675/j.enki. tjjs. 190565

# Test Method of External Drag of Civil Aviation Turbofan Engine Nacelle

ZHANG Xin-tao<sup>1</sup>, FENG Li-juan<sup>1</sup>, WANG Wei<sup>1</sup>, XIONG Neng<sup>2</sup>, LIN Jun<sup>2</sup>

(1. AECC Commercial Aircraft Engine CO.LTD, Shanghai 200241, China;2. China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** To develop a test method for the external drag of high bypass ratio civil aviation turbofan engine nacelle, the NACA-1 series asymmetrical nacelle tests were improved, and the test research of nacelle external drag has been finished in the 2.4m transonic wind tunnel which obtained the external drag of a certain type of high bypass ratio civil aviation turbofan engine nacelle, in the range of Mach number from 0.388 to 0.86. Finally, numerical simulation and experimental results were compared to verify the feasibility of the test method. The results show that the attack angle of the improved test scheme is extended from  $0^{\circ}$  of the original scheme to  $0^{-4^{\circ}}$ , the variation of the test data of external drag has a good regularity when Mach number and mass flow coefficient change, the test results agree with the simulation results. The test method could be applied to the measurement of the external drag of high bypass ratio civil aviation turbofan engine nacelle.

Key words: Aviation engine; Nacelle; External drag; Wind tunnel test; Numerical simulation

1	引言	油率、经济性等因素。近年来,出于提高飞机气动性	
		能和经济性的考虑,减阻气动布局和减阻方法等方	
	短舟	仓外部阻力大小,影响到发动机推进效率、耗	面的研究得到重视。作为发动机的关键部件之一,

\* 收稿日期: 2019-08-15;修订日期: 2020-03-12。

引用格式:章欣涛,冯丽娟,王 维,等.民用航空涡扇发动机短舱外部阻力试验方法研究[J].推进技术,2021,42(2):
 241-248. (ZHANG Xin-tao, FENG Li-juan, WANG Wei, et al. Test Method of External Drag of Civil Aviation Turbofan Engine Nacelle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(2):241-248.)

作者简介:章欣涛,硕士,工程师,研究领域为航空发动机进排气系统设计。E-mail: 411822539@qq.com

通讯作者: 熊 能,硕士,副研究员,研究领域为推进/机体一体化。E-mail: xiong.neng@qq.com

短舱不但影响全机的气动布局,而且对全机的阻力 特性有重要影响,因此对短舱外部阻力进行试验研 究是很有必要的<sup>[1-2]</sup>。

国外对于短舱外部阻力试验的研究较为全面。 文献[3-4]在Langley 16英尺跨声速风洞中采用通气 短舱的形式,对不同NACA-1系列唇口轴对称短舱进 行了阻力试验,获得了不同NACA-1系列唇口轴对称 短舱在0°攻角下,不同流量时的前体外部阻力。 2012年,Joo等对上述试验中的NACA-1系列唇口轴 对称短舱开展阻力数值仿真研究,结果与Langley风 洞中的试验数据吻合较好<sup>[5]</sup>。1979年英国的Langley 同样采用通气短舱的形式获取了不同NACA-1系列 唇口轴对称短舱的前体外部阻力<sup>[6]</sup>。

然而出于动力装置减重需求考虑,现代大涵道 比民用航空涡轮发动机短舱相较于上述试验中的 NACA-1系列唇口轴对称短舱长度更短,短舱前体与 后体之间气动耦合影响更大,因此相较于前体外部 阻力,现代大涵道比民用航空涡扇发动机短舱更关 心包含整个前体与后体的外部阻力。另外短舱真实 工况下通常存在4°~5°攻角,上述NACA-1系列唇口 轴对称短舱试验方案攻角仅包含0°,因此两者的试 验方法也有所差别。2008年,美国汽车工程师学会 SAE(Society of automotive engineers)针对现代大涵道 比涡扇发动机给出了短舱外部阻力详细的定义[7]。另 外SAE也给出了短舱外部阻力试验的指导性方法,认 为短舱阻力试验可以通过两种方法测得:(1)采用大 型涡轮动力模拟器 TPS(Turbofan propulsion simulator),在风洞中获取发动机飞行状态时的安装推力,并 扣除TPS校准得到的净推力,最终获得短舱外部阻力; (2)采用通气短舱形式在风洞中获取短舱总合力,通 过总压耙扣除短舱内部阻力,最终获得短舱外部阻 力,但SAE仅给出了试验的指导性方法,对于详细的 短舱外部阻力试验方法,较少有公开资料发表。

国内对于单独短舱阻力试验的研究较少,2013~ 2015年,刘凯礼等<sup>[8-9]</sup>采用数值模拟的方法对TPS短 舱和通气短舱两种形式下的短舱外部阻力特性进行 对比。2011年张兆等<sup>[10]</sup>通过数值模拟方法对短舱溢 流阻力特性开展了研究,但均未做相关短舱外部阻 力试验进行验证。目前国内相关试验较多关注于全 机测力试验,并且已有相关试验标准,但相较于全机 测力试验,单独短舱外部阻力试验的进气效应影响 更大,因此在试验方案和测量技术方面也有较大 差别。

国内短舱试验较多关注于短舱进气畸变及分离

特性,2019年陈晶晶等<sup>[11]</sup>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,2019年陈俊等<sup>[12]</sup>对某型发动机短舱开展了高 速风洞试验,获取了不同高速工况下的短舱压力分 布及畸变特性。

由于目前国内针对大涵道比民用航空涡扇发动 机短舱外部阻力试验验证技术的公开文献较少,因 此需要发展相关的风洞试验验证技术。本文采用通 气短舱形式,对某型大涵道比民用航空涡扇发动机 短舱进行了风洞阻力试验,探索了一种适用于大涵 道比民用航空涡扇发动机短舱外部阻力的试验方 法,获取了不同来流马赫数、攻角及流量系数下的短 舱外部阻力特性,并通过数值仿真与试验结果进行 对比,验证了本文短舱外部阻力试验方案的可行性。

## 2 阻力定义方法

对于典型轴对称短舱,可按最大半径 R<sub>max</sub>处将短舱分为前体与后体。短舱前体外部阻力 D<sub>NACfore</sub>定义为短舱前方流管所受的附加阻力 D<sub>add</sub>与短舱前体外壁面受力 D<sub>cowfore</sub>之和<sup>[13-15]</sup>,计算式为

$$D_{\text{NACfore}} = D_{\text{add}} + D_{\text{cowlfore}} \tag{1}$$

现代大涵道比民用航空涡轮发动机短舱通常为 三维非轴对称型面,难以通过最大半径 R<sub>max</sub>严格划分 前后体,并且短舱前后体之间气动耦合影响较大,因 此通常更关心包含整个前体与后体的短舱外部阻力 D<sub>NAC</sub>。短舱外部阻力 D<sub>NAC</sub>定义为附加阻力 D<sub>add</sub>,前体 外壁面受力 D<sub>cowlfre</sub>与后体外壁面受力 D<sub>cowlafter</sub> 三者之 和<sup>[7-13]</sup>,计算式为

$$D_{\rm NAC} = D_{\rm add} + D_{\rm cowlfore} + D_{\rm cowlafter}$$
(2)

图 1 为短舱外部阻力 D<sub>NAC</sub> 及其相关阻力构成的示意图。



Fig. 1 Sketch of nacelle external drag definition

通过对阻力进行无量纲化获得阻力系数 C<sub>D</sub>,计 算式为

$$C_{\rm D} = \frac{D}{q \cdot A_{\rm ref}} \tag{3}$$

式中q为来流动压, A<sub>ref</sub>为参考面积, 本文选取短 舱最大横截面积, 另外因知识产权问题, 本文均不给 出图表中的阻力值。

## 3 试验方案

## 3.1 参考试验方案

本文试验方案及模型设计参考 Langley 16 英尺 跨声速风洞中的 NACA-1 系列唇口轴对称短舱试验 方案<sup>[3-4]</sup>,因此对参考试验方案进行介绍。

参考试验获得了不同 NACA-1 系列唇口轴对称 短舱在 0° 攻角下,不同流量时的短舱前体外部阻力 D<sub>NACfore</sub>。

参考试验方案以短舱最大半径 R<sub>max</sub>为分界面,将 模型分为前体测力段与后体非测力段:前体测力段 通过前体支架与中心支杆连接,后体非测力段通过 后体支架与中心支杆连接,节流锥布置于短舱尾缘 处前后移动以控制进气流量。短舱与中心支杆在最 大半径 R<sub>max</sub>处分别设有间断面,以隔绝测力段与非测 力段之间的传力,中心支杆间断面内布有静压测点, 以测量计算中心支杆间断面底阻 D<sub>b1</sub>,短舱间断面布 有静压测点,以测量计算短舱间断面底阻 D<sub>b2</sub>,并且在 短舱间断面内安装有密封圈防止气流泄漏。天平安 装在中心支杆内以获取前体测力段受力,总压耙连 接于前体支架用于测量计算流量 m<sub>e</sub>及短舱内阻 D<sub>in</sub>。 参考试验模型如图 2 所示。

短舱前体外部阻力 D<sub>NACfore</sub>的试验计算方法参考 文献[5,16-17]提出的控制体法。前体外部阻力 D<sub>NACfore</sub>需要从天平修正测值 D<sub>BL</sub>中扣除中心支杆间断 面底阻 D<sub>b1</sub>,短舱间断面底阻 D<sub>b2</sub>及短舱内阻 D<sub>in</sub>,即

 $D_{\rm NAC fore} = D_{\rm BL} - D_{\rm b1} - D_{\rm b2} - D_{\rm in}$ (4)

式中 D<sub>BL</sub>为天平修正测值,代表修正模型气动力 矩和风洞气流偏转角影响后,天平所获取的测力段 受力;D<sub>b1</sub>为中心支杆间断面底阻,由中心支杆间断面 所布的静压测点测量计算得出;D<sub>b2</sub>为短舱间断面底 阻,由短舱间断面所布的静压测点测量计算得出;D<sub>in</sub> 为短舱内阻,由总压耙测量计算得出。

短舱内阻 D<sub>in</sub>通过来流至总压耙之间气流的动量 差计算得出,定义为

 $D_{\rm in} = m_{\rm e} (V_0 \cos \alpha - V_{\rm e}) + (p_0 - p_{\rm e}) A_{\rm e}$  (5)

式中 $V_e, p_e, A_e, m_e$ 为总压耙测量截面处气流速度、静压、流道面积及流量; $V_0, p_0, \alpha$ 为来流速度、静压及攻角。

#### 3.2 改进试验方案

参考试验方案仅获取了NACA-1系列唇口轴对称短舱在0°攻角下的前体外部阻力D<sub>NACfore</sub>,然而本文试验对象为现代民用大涵道比涡扇发动机短舱,测量参数更关心于包含短舱后体的整个短舱外部阻力D<sub>NAC</sub>,另外短舱真实工况下也通常存在4°~5°攻角,因此为了获取带攻角工况下的短舱外部阻力D<sub>NAC</sub>,需要对参考试验方案进行相应改进。

3.2.1 风洞设备

本次试验在中国空气动力研究与发展中心的 FL-26风洞全模试验段中进行。

FL-26风洞是试验段横截面为2.4m×2.4m的引 射式、半回流、暂冲式跨声速风洞。跨声速马赫数为 0.3~1.2。攻角机构的变化为-22°~+22°。试验采用 内式天平测量模型的气动载荷,采用体轴校准方式。 试验中用压力传感器测量风洞前室总压、驻室静压 和模型底部压力,天平和压力传感器输出的信号经 专用放大器放大,PXI巡检装置采样、模数转换,然后 由计算机进行处理,并在现场使用可视化软件进行 试验数据曲线显示,试验中所使用传感器精度 0.03%。

### 3.2.2 气动型面及缩比

试验中所使用的短舱模型为典型非轴对称大涵 道比民用航空涡扇发动机短舱,原尺寸长为3.517m,



Fig. 2 Test model of NACA-1 series in Langley wind tunnel

外罩最大高度为2.547m,最大宽度为2.685m,巡航设 计点流量系数 Φ≈0.7,来流攻角α=4°,短舱模型不包 含进气道出口后的发动机流道。为了保证 Re 相似, 并考虑风洞堵塞度要求,确定模型缩比约为1:6.5,缩 比后模型全长 541.4mm,最大宽度为413.4mm。模型 气动型面如图3所示。



Fig. 3 Sketch of nacelle aero line model

#### 3.2.3 试验模型设计

参考试验方案模型的间断面位置选取短舱最大 直径 R<sub>max</sub>处,因此天平修正测值 D<sub>BL</sub>无法获取短舱后 体外壁面受力 D<sub>cowlafter</sub>,从而无法计算短舱外部阻 力 D<sub>NAC</sub>。

本文改进试验方案思路为:在短舱下游增加薄 壁套筒,为非测力段与短舱测力段隔绝传力,短舱间 断面设置于短舱尾缘与套筒之间,因此天平修正测 值D<sub>BL</sub>包含整个短舱前后体受力;同时总压耙测量截 面移动至短舱间断面附近,保证短舱内阻D<sub>in</sub>计算准 确,从而最终计算得出短舱外部阻力D<sub>NAC</sub>。模型通过 支杆尾部连接攻角机构,实现攻角调节。改进后的 试验模型结构示意图如图4所示。

(a)短舱内流道设计

由于初始短舱气动模型(图3)不包含进气道出 口后的内流道,因此需要对内流道进行补充设计。 内流道设计需要光滑过渡至短舱出口间断面处,且 尽可能保证间断面之前为等直段,以减小对总压耙 测量截面流场的影响。

(b)间断面及密封圈设计

短舱间断面布有静压测点以计算短舱间断面底 阻 *D*<sub>b2</sub>,同时布置密封圈隔绝测力段与非测力段的传 力。间断面面积应在保证静压测点及密封圈结构空 间同时尽可能小,以减小短舱间断面底阻 *D*<sub>b2</sub>的测量 误差。短舱间断面的细节图在图4中给出。

短舱在带攻角状态下会产生较大升力,间断面 及密封圈设计需要避免模型受到升力载荷后引起测 力段与非测力段的触碰,因此本试验方案采用软质 毛刷进行密封,保证试验工况下间断面无明显气流 泄漏,且测力段与非测力段隔绝受力。用于计算短 舱间断面底阻 D<sub>b2</sub>的静压测点布置于间断面测力段上 下左右四个截面,每个截面在软质毛刷密封圈两侧 各有一个静压测点。非测力段套筒厚度与短舱模型 尾缘厚度一致,套筒长度选取两倍出口直径以减小 节流锥移动时对测力段的影响。

(c)支撑方式

由于本文短舱机匣较厚模型重量较大,采用参 考方案的支撑方式(即支架与总压耙一体布置于测 力段靠近间断面处)难以保证支撑强度,而加厚支架 或增加支架数量易引起短舱内部流通面积减小,无 法获取所需测得的流量系数。

改进试验方案将测力段与非测力分别通过前支 架及后支架与支杆连接,前支架布置于支杆前段,近 短舱中心锥处以保证支撑强度,总压耙连接于非测 力段不承力。支架设计需要保证流场不会因为支架 的存在导致短舱内部流通能力过度下降,无法获取 设计点流量系数。

3.2.4 总压耙设计及内阻计算方式

本文短舱气动模型左右对称,为了保证短舱内



Fig.4 Sketch of improved test model

部足够的流通面积,一、三象限不布置总压耙,数据 处理时将二、四象限测点左右对称到一、三象限,图5 为顺气流方向总压耙示意图。



计算短舱内阻 D<sub>in</sub>时,将总压耙测量截面划分为 若干积分面,通过总压耙所测得的气流参数及面积 积分得出,本次试验总压耙测量截面划分为8个区 域,每个区域包含10个总压测点和1个静压测点。 总压测点面积划分方法通常采用等环面法,然而参 考图6给出的总压耙测量截面的总压恢复系数σ仿 真云图可知,本文试验由于测力段前支架尾流损失 影响,布于前支架后的总压耙测点处总压恢复系数 较低,因此需要根据仿真结果对总压耙面积划分方 式进行修正,减小对应面积。图7为修正后的总压耙 积分面划分示意图。



图8给出了模型在风洞中安装后的照片。

Fig. 6 Total pressure recovery coefficient counter at measuring surface of total pressure rakes

# 4 试验与仿真结果对比分析

## 4.1 试验重复性分析

图 9 给出了 A, B 两个不同车次的同期重复性试验曲线, 来流马赫数 0.75, 攻角 0°~8°。由图可知本期

重复性结果良好,表明本期试验中风洞流场及整个 测试系统稳定可靠,数据可信。



Fig. 7 Area division of measuring surface of total pressure rakes



Fig. 8 Photograph of installed model in the wind tunnel



Fig. 9 Result of repeatability test

## 4.2 数值仿真方法及校核

本文仿真物理模型保证模型缩比,保留真实试 验模型支架以模拟短舱内流场。采用 ICEM 软件对 短舱方案全流场生成结构化计算网格。为了保证计 算结果的准确性,计算域上游网格边界至短舱距离 给定为约 20倍短舱当量直径。全流场三维计算网格 单元总数约400万。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, 保证壁面y\*<1。模型网格如图10所示。



Fig. 10 Sketch of nacelle mesh

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,来流条件给 定大气静压 101.325kPa,静温 218.5K;压力出口给定 流量以准确模拟流量系数,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 κ-ω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。图 11给出了网格无关 性验证结果,可见在 y<sup>+</sup><1时结果基本一致。图 12给 出了通过本文计算方法得出的 NACA-1-81-100 进 气道在不同来流马赫数时阻力系数随流量系数的变 化曲线与文献[3]中的试验结果对比,从图中可以看 出计算结果和风洞试验结果吻合较好。



Fig. 11 Result of grid - independent

### 4.3 溢流阻力特性结果分析

溢流阻力特性曲线定义为短舱外部阻力D<sub>NAC</sub>随流量系数Φ变化的曲线。图13(a)给出了攻角α=0°

时,不同来流马赫数Ma下的溢流阻力特性曲线。由 图可知:溢流阻力特性曲线随马赫数增大总体抬升; 当马赫数较高时,短舱外部阻力随流量系数增大而 减小,趋势明显;而在低马赫数时,短舱外部阻力随 流量系数变化相对较小。这是由于流量系数减小引 起进气道前方自由流管扩张加剧,从而引起高马赫 数下唇口激波阻力增大,低马赫数唇口无明显激波 阻力。图13(b)给出了4°攻角下的溢流阻力特性曲线 的试验数据,可以看到与0°攻角相同的变化规律。



Fig. 12 Comparison between CFD and test result of NACA1-81-100







图 14 给出了 0° 攻角时短舱在马赫数 0.388 和 0.785 时,短舱溢流阻力特性曲线的试验与 CFD 对比 结果。其中实线为 Ma=0.785 时的仿真结果,方点为 Ma=0.785 时的试验结果;虚线为 Ma=0.388 时的仿真 结果,三角点为 Ma=0.388 时的试验结果。可以看到 仿真与试验结果吻合较好。



Fig. 14 Comparison between CFD and test result of spillage drag at 0° attack angle

## 4.4 阻力发散特性对比分析

阻力发散特性曲线定义为短舱外部阻力D<sub>NAC</sub>随 马赫数Ma变化的曲线。图15(a)给出了0°攻角时,不 同流量系数下的阻力发散特性曲线。由图可知:不同 流量系数下,短舱外部阻力随马赫数增大而增大;低 马赫数时无明显激波阻力,因此不同流量系数下的阻 力发散特性曲线变化较小;高马赫数时,阻力发散特性 曲线随流量系数增大总体抬升,趋势明显。图15(b) 给出了4°攻角时,不同流量系数下的阻力发散特性曲 线,可以看到与图15(a)中0°攻角相似的变化规律。



Fig. 15 Test result of nacelle divergence drag characteristics

另外由于本文短舱巡航设计点攻角 4°,流量系数为 0.7,气动设计保证流量系数减小一定范围内,短舱外部阻力增量较小,因此攻角 4°, Φ=0.55~0.67的阻力发散特性曲线变化较小。

图 16 给出了在流量系数 0.67 时,不同攻角下短 舱外部阻力随马赫数变化的试验与 CFD 对比结果。 其中实线为 α=4°时的 CFD 结果,方点为 α=4°时的试 验结果;虚线为 α=0°时的 CFD 结果,三角点为 α=0°时 的试验结果。可以看到,仿真与试验结果吻合 较好。



Fig. 16 Comparison of CFD and test result of nacelle divergence drag at 0.67 mass flow rate

# 5 结 论

本文对某型大涵道比民用航空发动机短舱外部 阻力试验方法进行研究,并通过数值仿真与试验结 果进行对比,可以得出以下结论:

(1)本文通过对NACA-1系列轴对称短舱试验方 法进行改进,给出了一种适用于大涵道比民用涡扇 发动机短舱外部阻力的试验方法,获取了马赫数范 围 0.388~0.86时的短舱外部阻力,改进后方案的攻角 适用范围由原方案的0°扩展致 0°~4°。

(2)通过本文试验方案获取的短舱外部阻力规 律较好,短舱外部阻力随流量系数增大而减小,溢流 阻力特性曲线随马赫数升高总体抬升。

短舱外部阻力随马赫数升高而增大,发散马赫 数特性曲线随流量系数减小总体抬升,随攻角增大 总体抬升。

(3)本次试验不同工况下的试验结果与仿真结 果对比较为吻合,验证了试验方案的可行性。

### 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.
- [2] 李周复.风洞特种试验技术[M].北京:航空工业出版 社,2010.
- [3] Richard J Re. An Ivestigation of Several NACA 1-Series Axisymmetric Inlets at Mach Numbers from 0.4 to 1.29
   [R]. Hampton: Langley Research Center, 1974.
- [4] Richard J Re, William K Abeyounis. A Wind Tunnel Investigation of Three NACA 1-Series Inlets at Mach Numbers up to 0.92[R]. Hampton: Langley Research Center, 1996.
- [5] Joo J, Tillman T G, Lin R. Nacelle External Drag Prediction Using Computational Fluid Dynamics [R]. AIAA 2012-3998.
- [6] Langley M J. The Design of Axisymmetric Cowls for Podded Nacelles for High Bypass Ratio Turbofan Engines
   [R]. London: Her Majesty's Stationery Office, 1979.
- [7] SAE 5450, Advanced Ducted Propulsor In-Flight Thrust

248

Determination[S].

- [8] 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]. 北京:中国力学大会, 2013.
- [9] 刘凯礼, 姬昌睿, 谭兆光, 等. 大涵道比涡扇发动机 TPS短舱低速气动特性分析[J]. 推进技术, 2015, 36
  (2): 186-193. (LIU Kai-li, JI Chang-rui, TAN Zhaoguang, et al. Numerical Study on Low Speed Aerodynamic Performance of Large Bypass Ratio Engine TPS Nacelle
  [J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(2): 186-193.)
- [10] 张 兆,陶 洋,黄国川.发动机短舱溢流阻力的数 值模拟研究[J]. 航空学报, 2011, 32(3): 547-553.
- [11] 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.

- [12] 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): 1416-1423.
- [13] Seddon J, Goldsmith E L. Intake Aerodynamics [M]. New York: AIAA, 1985.
- [14] 廉筱纯,吴 虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工 业大学出版社, 2005.
- [15] Holland S D, Perkins J N. Inviscid Parametric Analysis of Three-Dimensional Inlet Performance [J]. Journal of Aircraft, 1994, 31(3): 379-386.
- [16] Melville-Jones B. The Measurement of Profile Drag by the Pitot-Traverse Method [R]. England: The Cambridge University Aeronautical Laboratory, 1937.
- [17] 恽起麟. 实验空气动力学[M]. 北京:国防工业出版 社,1991.

(编辑:史亚红)