

文章编号: 1000-8055(2021)09-1906-11

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20200508

翼身融合背撑发动机反推绕流流场 数值研究

邱奥祥, 桑为民, 谢睿轩
(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘 要: 基于 RANS (Reynolds averaged Navier-Stokes) 方法, 采用 SST (shear stress transport) 湍流模型和进排气边界条件, 对翼身融合背撑发动机反推绕流流场进行了数值模拟, 探究得到反推气流动力影响下机体气动载荷的变化规律, 并评估了不同发动机功率下反推的增阻效果, 以及对进气道流场畸变特性进行了初步的分析。结果表明: 反推气流会显著影响机体气动载荷的分布状况, 发动机前方的机体表面压力逐渐增大, 经过反推出流带后, 表面压力急剧减小, 沿展向其影响逐渐减弱; 在一定范围内, 反推气流的轴向折流角越大, 对气动载荷分布的影响越剧烈, 增阻效果也越好; 轴向折流角和来流马赫数的变化会影响进气道流场畸变特性。

关 键 词: 翼身融合布局; 背撑发动机; 反推气流; 气动载荷; 动力模拟方法
中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A

Numerical investigation on thrust reverse flow field of podded engines on blended wing body

QIU Aoxiang, SANG Weimin, XIE Ruixuan

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

Abstract: Reverse thrust is an efficient deceleration braking method to shorten the taxiing distance. Based on RANS (Reynolds averaged Navier-Stokes) method, SST (shear stress transport) turbulence model and inlet/exhaust boundary conditions were used to simulate the flow field around the thrust reverser. The variation law of aerodynamic load under the influence of the thrust reverser was explored, the drag increasing effect of the thrust reverser under different engine power was evaluated, and the distortion characteristics of the inlet flow field were preliminarily analyzed. The results showed that the thrust reverser flow can significantly affect the distribution of aerodynamic load, and the surface pressure in front of the engine increased gradually. Behind the thrust reverser flow belt, the surface pressure decreased sharply, and the influence weakened along spanwise direction. In a certain range, the larger axial deflection angle of the thrust reverser flow indicated the stronger influence of thrust reverser flow on the distribution of aerodynamic load, and the better drag increasing effect. The distortion characteristics of the inlet flow field would be affected by the changes of the axial deflection angle of reverse flow and the Mach number of freestream.

收稿日期: 2020-11-26

基金项目: 航空科学基金(2018ZA53014)

作者简介: 邱奥祥(1996—), 男, 博士生, 主要从事计算流体力学及湍流减阻研究。

引用格式: 邱奥祥, 桑为民, 谢睿轩. 翼身融合背撑发动机反推绕流流场数值研究[J]. 航空动力学报, 2021, 36(9): 1906-1916. QIU Aoxiang, SANG Weimin, XIE Ruixuan. Numerical investigation on thrust reverse flow field of podded engines on blended wing body[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(9): 1906-1916.

Key words: blended wing body configuration; podded engines; thrust reverse flow; aerodynamic load; dynamic simulation method

翼身融合布局是“绿色航空”背景下大型民机的一种理想布局形式^[1-2],将发动机反推技术应用于翼身融合飞机,具有深远的发展前景。与常规布局的飞机相比,翼身融合飞机的发动机常采用背部支撑的方式^[3-5],距离地面的高度较高,若开启反推,吸入地面异物的可能大大降低,这将使得发动机以更高的功率完成反推工作。但是翼身融合背撑发动机反推气流会直接冲击到机身表面,这势必会极大地改变气动载荷分布状况,进而影响飞机着陆滑跑阶段的操纵性和稳定性^[6]。

反推装置常分为抓斗式、叶栅式和折流门式。其中叶栅式反推装置结构紧凑,反推力更加平稳,能精确控制反推气流的方向,因而被广泛地应用于各种型号的大涵道比涡扇发动机上^[7-8]。张国栋和王强^[9]选取等厚叶栅进行数值模拟,计算发现进口气流角、过渡段半径和叶片上下端轴向间距对风扇气流能否顺利导入叶栅起重要作用,稠密度影响着叶栅的出口面积和导流性能,出口气流角是反推力装置设计的关键因素,对反推性能起着决定性的作用。贝尔法斯特女王大学与庞巴迪航空公司^[10]共同研究了无节堵塞概念下的反推力装置,发现反推器在使用过程中,由于整流罩分离点发生变化,会导致气流不稳定和推力场不稳定,由此产生的压力对结构疲劳寿命有不利影响。因此,他们模拟了反推器在无节堵塞下风道部分的流场,获取其气动性能,得出了基于混合网格系统的边界层计算结果比基于非结构网格系统的边界层计算结果更精确的结论。乔治亚理工学院和波音公司^[11]共同研究,在叶栅式反推装置外圆角段配备一组小型震荡射流,作为来流马赫数在0.24~0.53范围内的流动控制元件,利用外圆角缩短了叶栅式反推器的转向段,主动流动控制来减少流动分离。在给定的流动结构和条件下,质量流量恢复率与激励流量率成正比,质量流量恢复率与流动压力比呈强非线性关系。此外,研究表明高曲率和低曲率的外圆角段在无量纲参数压力系数上表现出了不同的趋势。胡仞与、陈功等^[12-13]为验证国内某型民用飞机所用的格栅式反推装置设计方案是否满足适航标准,采用风洞试验对反推装置启动后指定速度区间范围内的反推效率、重吸入现象及其对静压测量的干扰进行研

究。易贤等^[14]和段卓毅等^[15]分别对尾吊和翼吊常规布局飞机开启反推后的绕流流场进行了数值探究,对发动机反推装置与全机的匹配问题进行合理的评估和深入的分析。

本文在前人研究的基础上,首先对TPS(turbine power simulation)发动机进行动力模拟,验证了数值模拟方法的可靠性,然后依次对单独发动机和翼身融合背撑发动机反推的绕流流场进行数值计算,得到了气动载荷的变化规律,并针对轴向折流角、发动机功率和来流马赫数等影响因素进行探究,得到了有意义的结论。

1 数值方法及验证

1.1 控制方程与湍流模型

流场控制方程均为守恒积分形式的三维可压缩RANS方程

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V Q dV + \oint_S F \cdot n dS - \oint_S G \cdot n dS = 0 \quad (1)$$

式中 n 为面积微元的单位外法向矢量, Q 为守恒变量, F 和 G 分别表示无黏通量和黏性通量。采用中心有限体积法对控制方程进行空间离散,并基于压力和速度耦合的SIMPLE(semi-implicit method for pressure linked equations)算法来求解,对流项采用2阶迎风格式,黏性项采用中心差分格式,显式时间推进即可收敛。

对于RANS方法而言,针对特定问题选取合适的湍流模型十分关键,考虑到反推气流流场的强对流特性,本文选取 $k-\omega$ SST(shear stress transport)湍流模型,适用于对流减压区的计算,且考虑到正交发散项,从而使方程在近壁面和远壁面都适合。

1.2 进排气边界条件

采用数值方法计算发动机动力流场特性时^[16],将发动机进气口设置为压力出口边界条件,而发动机内外涵喷口处设置为压力入口边界条件。在给定进气口的质量流量、旁通比及内外涵出口处的总温比及总压比时,发动机进出口的其他物理量就都可通过关系式得到。

1) 发动机进气口边界条件

真实发动机工作时进气口有高速转动的风扇叶片,其边界条件十分复杂。计算时需要对其进

行合理的简化,本文中将发动机进气口风扇近似为平面进行计算,给定质量流量、压力或者进气速度等,然后利用等熵关系式推导出其他参数,本文中给定质量流量比,即确定质量流量。

在进气面,定义质量流量如下:

$$\dot{m} = \rho_{\text{fan}} q_{\text{fan}} A_{\text{fan}} = \rho_{\infty} q_{\infty} A_{\infty} \quad (2)$$

定义质量流量比(MFR,量符号记为 R_{mf})如下所示:

$$R_{\text{mf}} = \frac{A_{\infty}}{A_{\text{hl}}} = \frac{\rho_{\text{fan}}}{\rho_{\infty}} \cdot \frac{q_{\text{fan}}}{q_{\infty}} \cdot \frac{A_{\text{fan}}}{A_{\text{hl}}} \quad (3)$$

式中 A_{hl} 是发动机短舱前缘处横截面面积; A_{∞} 、 ρ_{∞} 、 q_{∞} 分别为发动机进气流线边界延伸至无穷远处的面积、无穷远处流体密度以及流体流速; A_{fan} 、 ρ_{fan} 、 q_{fan} 分别为发动机风扇面积、风扇处流体静密度以及流体流速。示意图如图1所示。

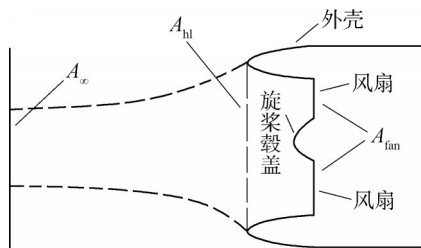


图1 发动机进气口截面积示意图

Fig.1 Sketch of sectional area of engine intake

将质量流量比定义式写成式(4)的形式并将等熵关系式组(式(5))代入

$$R_{\text{mf}} = \frac{A_{\text{fan}}}{A_{\text{hl}}} \cdot \frac{\rho_{\text{fan}}}{\rho_{0\infty}} \left(Ma_{\text{fan}} \frac{a_{\text{fan}}}{a_{0\infty}} \right) \frac{\rho_{0\infty}}{\rho_{\infty}} \cdot \frac{a_{0\infty}}{q_{\infty}} \quad (4)$$

$$\begin{cases} \frac{\rho_{\text{fan}}}{\rho_{0\infty}} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_{\text{fan}}^2 \right)^{-\frac{1}{\gamma-1}} \\ \frac{a_{\text{fan}}}{a_{0\infty}} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_{\text{fan}}^2 \right)^{-\frac{1}{2}} \\ \frac{\rho_{0\infty}}{\rho_{\infty}} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_{\infty}^2 \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \\ \frac{a_{0\infty}}{q_{\infty}} = \left(\frac{\gamma-1}{2} + \frac{1}{Ma_{\infty}^2} \right)^{\frac{1}{2}} \end{cases} \quad (5)$$

式中 Ma_{∞} 为无穷远处来流的马赫数, Ma_{fan} 为发动机风扇处的马赫数。可知,当给定质量流量比时,便可求得 Ma_{fan} ,进而可确定发动机风扇平面的各个物理量。

2) 发动机排气口边界条件

本文给定总温比($T_{0f(c)}/T_{0\infty}$)、总压比($p_{0f(c)}/p_{0\infty}$)

和旁通比(即涵道比)来确定发动机的排气边界条件,而总温比和总压比又有内涵(core)、外涵(fan)之分,旁通比为流经外涵的空气质量流量和流经核心机的空气质量流量之比。真实发动机的进气分为两部分,一部分直接由外涵排出形成主要推力,另一部分经过核心机后由内涵排出。

1.3 TPS发动机算例验证

为了验证上述进排气数值模拟方法的可靠性,选取日本航空宇宙研究所NAL-AERO-0201的TPS发动机风洞试验模型^[17],子午面截面形状如图2所示,整体模型由子午面绕中心轴线旋转360°即可得到,图中 p 、 T 表示压力和温度,下标f表征外涵道,下标c表征内涵道,下标r表征反推出流带。这是一种典型的涡轮风扇发动机,内外涵道分开排气,多用于民航客机及军用运输机。

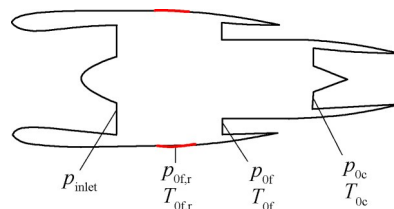


图2 TPS发动机子午面截面

Fig.2 Meridional sectional area of TPS engine

基于发动机模型的最大直径为0.511 63 m,计算状态的雷诺数为100万,迎角为0°,来流马赫数选取为0.5、0.6,两种进排气状态如表1所示。图2还展示出了不同发动机进排气口边界条件所需要设定的气体状态参数,对于风扇进口截面,由MFR可计算得到此处的静压 p_{inlet} ;对于出口截面,给定总温和总压即可。

图3给出了TPS发动机模型表面压力系数 C_p 分布数值模拟结果(Cal.)与风洞试验结果(Exp.)的对比,图中横坐标 X 表示轴向实际尺寸,图例中Geo.表示发动机的几何外形。在两种来流状态和相应的发动机进排气状态下,短舱进气道、外罩和内涵整流壁表面压力系数分布计算值与试验值吻合良好,可验证进排气数值模拟方法的可靠性。

表1 进排气状态参数

Table 1 Intake and exhaust status parameters

Ma_{∞}	R_{mf}	$p_{0f}/p_{0\infty}$	$T_{0f}/T_{0\infty}$	$p_{0c}/p_{0\infty}$	$T_{0c}/T_{0\infty}$
0.5	0.699	1.504 6	1.148 6	0.065 2	0.683 7
0.6	0.496	1.205 7	1.063 4	0.100 3	0.748 0

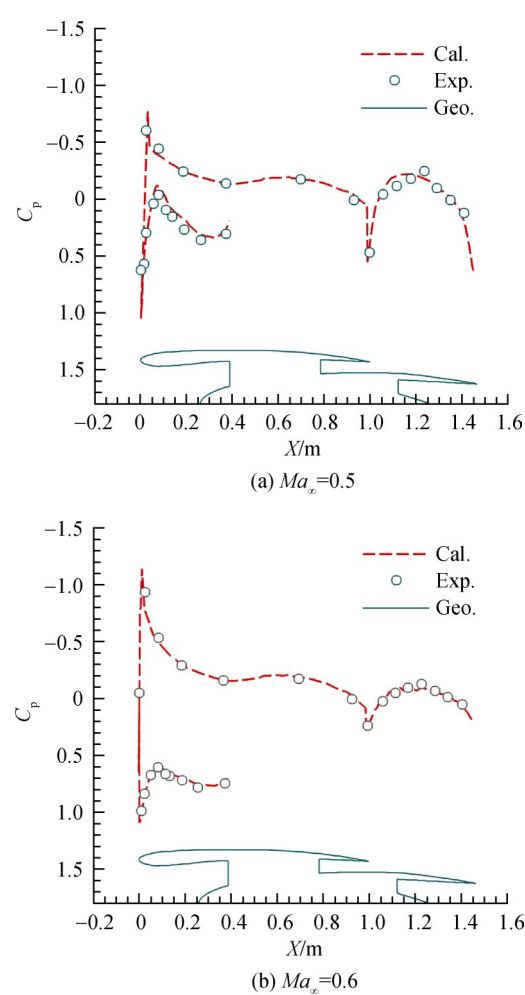


图3 TPS发动机表面压力系数分布计算值与试验值对比

Fig.3 Comparison of surface pressure coefficient distribution between calculation and experimental results of TPS engine

2 计算结果与分析

2.1 单个发动机反推的数值模拟

基于TPS发动机模型,在外壁面设置环状区域作为反推出流带,生成规模为520万的非结构网格,第一层网格高度满足 $Y^+=1$,发动机反推表面网格如图4所示,侧视图中显示出反推出流带的具体位置, L 为短舱外罩的轴向长度, D 为反推出流带的轴向长度,设定 $X/L=0.54$, $D/L=0.1$ 。

考虑到反推装置通常在降落滑跑时开启,故设定来流 $Ma_\infty=0.2$, $p_\infty=101\ 325\ \text{Pa}$, $T_\infty=288.15\ \text{K}$,风扇进口截面 $p_{\text{inlet}}=95\ 000\ \text{Pa}$,反推气流的轴向折流角 β 取为 0° 、 15° 、 30° 、 45° 、 60° ,不同状态设定的反推气流边界条件如表2所示,考虑到外涵道内的流动损失,此设定可使得风扇进气

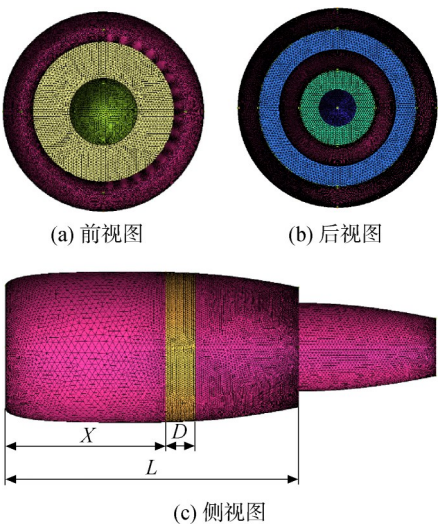


图4 发动机反推表面网格

Fig.4 Surface mesh of thrust reverser

表2 反推气流状态参数		
Table 2 Thrust reverse flow status parameters		
$\beta/(^\circ)$	$p_{0f,r}/p_{0\infty}$	$T_{0f,r}/T_{0\infty}$
0	1.008	1.09
15	1.018	1.11
30	1.026	1.13
45	1.032	1.15
60	1.035	1.17

质量流量略大于反推排气质量流量,近似模拟真实发动机反推的状态。

与未开启反推的TPS发动机算例所不同的是,反推区域的边界条件由壁面改为压力入口条件,并将外涵道出口的边界条件改为壁面,进而开展对单个发动机开启反推流场的数值模拟,由图5和图6可知,出流方向的设置基本正确,随着轴向折流角度逐渐增大,发动机子午面截面的压力场和速度场均可显示出相应的变化;开启反推后,反推气流对主流气流形成阻滞作用,发动机前部区域的气体压强增大,而后部区域由于流动分离形成低压区,且当轴向折流角变大时,低压区的范围逐渐扩大;反推气流与发动机外壁面的夹角位置会产生低速区,随着轴向折流角增大,低速区有向进气道延伸的趋势,可预见到,若当主流速度减小到某临界值或者轴向折流角增大到某临界值后,低速气流可能进入进气道,使得进气道的流场品质被严重破坏。

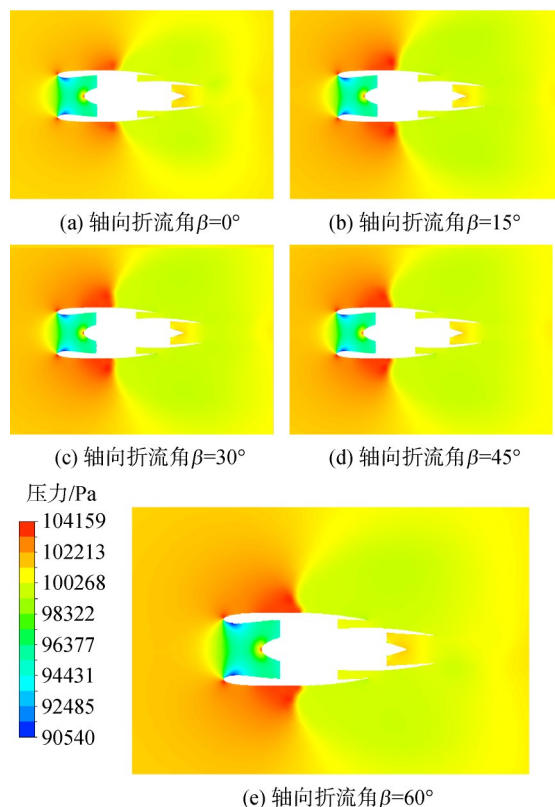


图5 反推气流压力场对比

Fig.5 Comparison of the pressure field of reverse flows

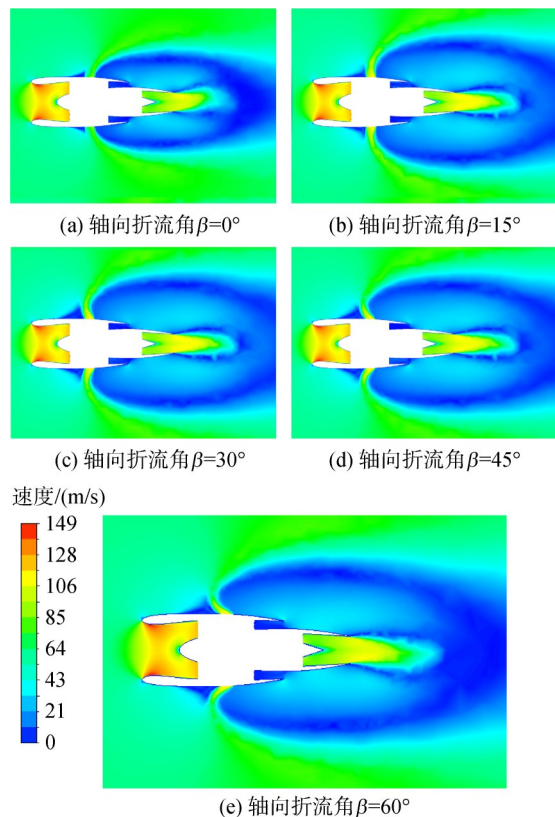


图6 反推气流速度场对比

Fig.6 Comparison of the velocity field of reverse flows

2.2 翼身融合背撑发动机反推的性能分析

将TPS发动机安置在翼身融合布局的机体上进行组合计算,发动机轴线与水平方向有 4° 上倾角,整体布置方式参考N2A飞机模型^[18]的发动机布置位置,展向位置和流向位置均与之相同,距离机身高度为0.43倍的发动机直径。

计算状态的雷诺数为660万,迎角为 0° ,其余边界条件的设置均与文中第2.1节中单个发动机反推的数值模拟相同。首先,探究了TPS发动机在安装状态下,不同轴向折流角对翼身融合背撑发动机布局气动力的影响规律,以及反推作用力相应的变化情况,其结果如表3所示,轴向折流角度的变化会改变机体上的气动载荷分布,从而影响升阻力及俯仰力矩的变化,具体来讲,随着轴向折流角的增大,机体的负升力会逐渐增大,有利于机轮制动,但增大到 60° 后,气流分离加剧,负升力减小;机体的阻力和抬头力矩逐渐增大,相对于干净机体的零升俯仰力矩 $C_{m0}=0.0145$ 而言,当反推气流的轴向折流角为 45° 时,机体的抬头力矩就已经增大了25.52%,在飞机降落滑跑过程的纵向控制中需要格外注意,避免飞机突然抬头。 C_l 、 C_d 和 C_m 分别为升力系数、阻力系数和俯仰力矩系数。 C_{tr} 是反推力系数,与升阻力类似,取无量纲形式,当轴向折流角为 0° 时, C_{tr} 为负值,说明此时仍提供正向推力,当逐渐增大轴向折流角,反推力显著增大,远大于机体本身的气动阻力,有利于飞机尽快减速。

表3 不同轴向折流角的气动力系数

Table 3 Aerodynamic coefficients under variable β

$\beta/(^\circ)$	C_l	C_d	C_m	C_{tr}
0	-0.090	0.011 2	0.015 8	-0.013 4
15	-0.134	0.012 1	0.016 9	0.128 2
30	-0.140	0.013 2	0.017 7	0.246 2
45	-0.145	0.013 6	0.018 2	0.415 7
60	-0.134	0.013 8	0.018 5	0.561 3

后续研究选取了3种典型状态,分别是发动机未开启反推、轴向折流角为 0° 和轴向折流角为 45° ,由此开展翼身融合背撑发动机反推的绕流流场细节的对比探究,整体的空间流场及表面流动特征的对比如图7和图8所示,不同截面(S1、S2、S3)位置处的表面压力系数对比如图9所示,发动机位置附近的马赫数云图及流线图对比如图10

所示。

由图 7 可看出,开启反推后,机体附近大部分范围内的空间流动状态并未发生明显的变化,仅发动机后方由于反推气流的影响而形成小范围涡流区,轴向折流角 $\beta=45^\circ$ 相较于 $\beta=0^\circ$ 的情形,其涡流区的范围沿流向和展向均有扩大;考虑对机体表面压力分布的影响,对距离反推气流较远位置的机体表面影响甚微,发动机前部附近扇状区表面压强显著增大,发动机后方附近的机体表面压强由于存在强烈的流动分离而降低,这将会改

变机体上的气动载荷分布,特别是会对俯仰力矩特性的产生影响。

图 8 是以壁面切应力的矢量图来表征机体表面的流动特征,并以当地流场静压给矢量图染色,可以明显看出,当未开启反推时,机身表面均为附着流动,压力变化比较缓和,而当开启反推后,轴向折流角 $\beta=45^\circ$ 相较于 $\beta=0^\circ$ 的情形,反推气流向机身的冲击更剧烈,特别是反推出流带与唇口之间附近区域,高压区呈扩散状态,展向流动加剧,机身尾部大部分区域的壁面切应力显著减小,说明流动在此处已发生分离,这与从图 7 中分析得出的结论是一致的。

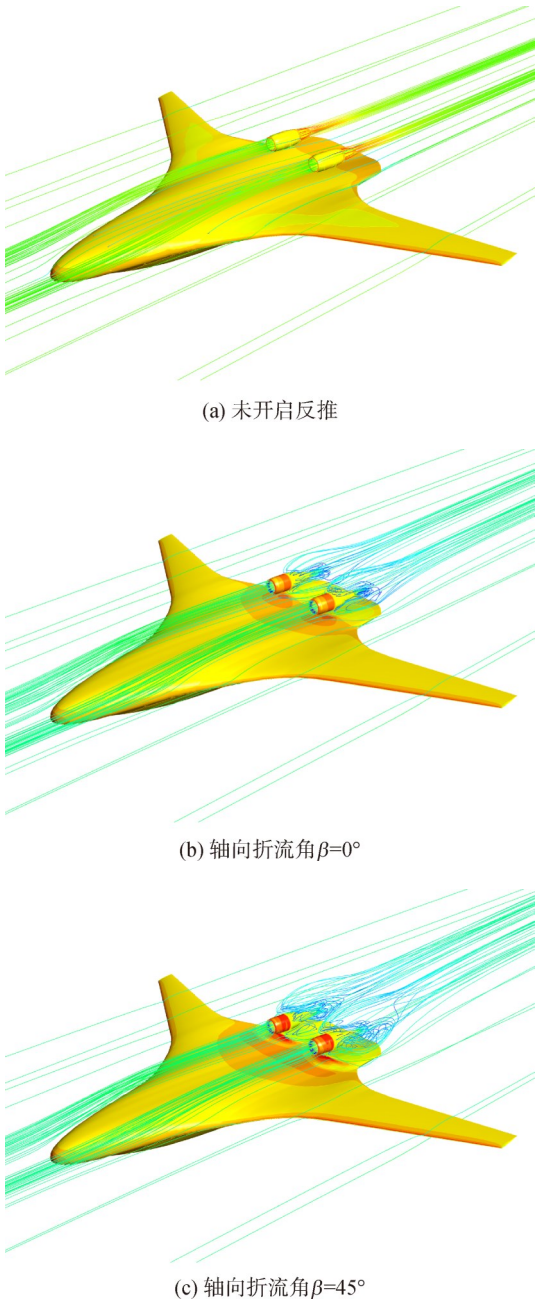


图 7 空间流场的对比

Fig.7 Comparison of space flow field

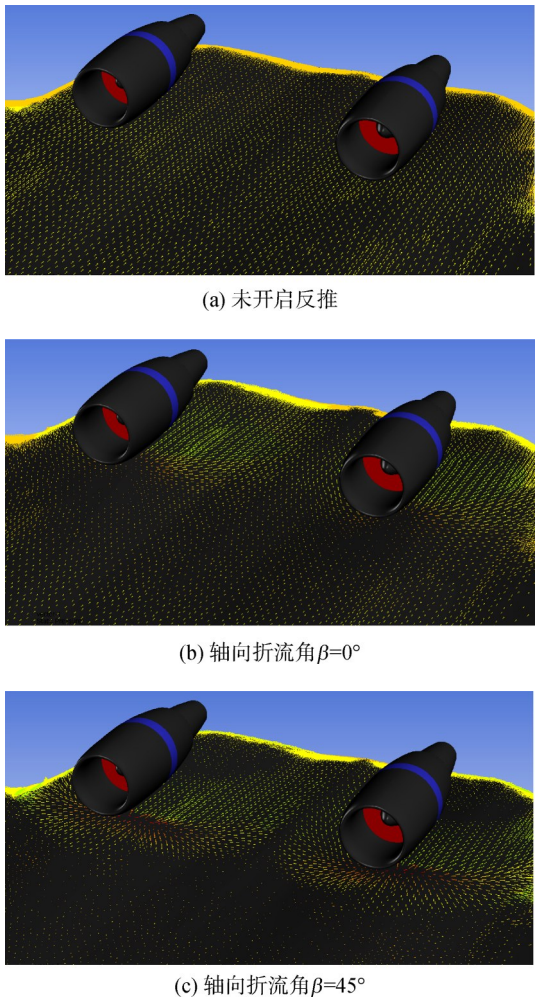


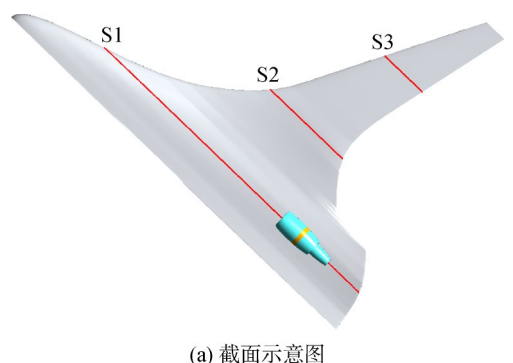
图 8 表面流场的对比

Fig.8 Comparison of surface flow field

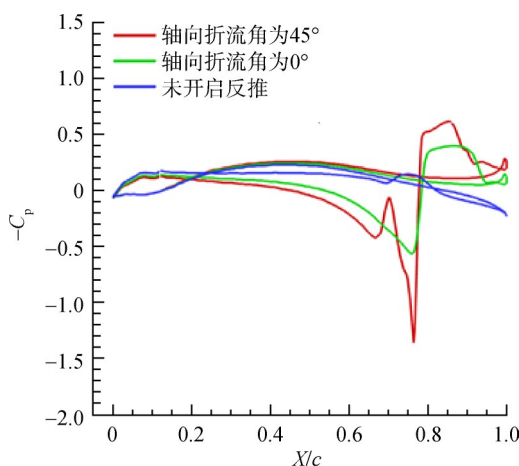
在 S1 截面,即经过发动机轴线的截面,反推气流会显著影响机体气动载荷的分布情况,在 $X/c<0.3$ 处,反推气流的影响可忽略;在 $0.3<X/c<0.78$ 处,发动机前方的机体表面压力逐渐

增大,特殊的是,对于轴向折流角为 45° 的情况,在 $X/c=0.7$ 附近压力呈现先减后增的变化,考虑是唇口下方的展向涡影响所致,经过反推出流带(约在 $X/c=0.78$ 处)后,表面压力急剧减小,而后出现短暂的压力平台,在机体尾部附近压力逐渐增大。在S2和S3截面,反推气流的影响主要表现为增加前缘压力峰值,轴向折流角越大,峰值越高,沿展向其影响逐渐减弱。其中, c 为各截面翼型的弦长。

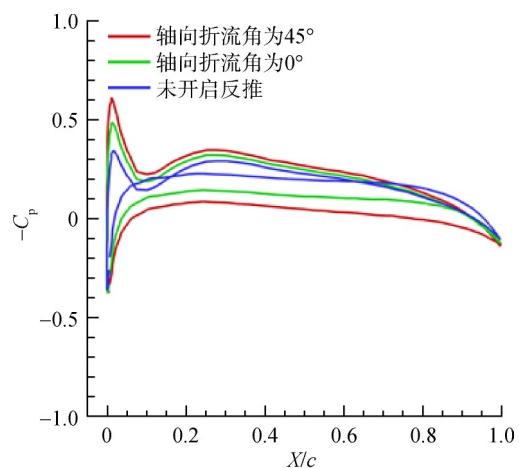
图10可清晰地展示出当轴向折流角 $\beta=0^\circ$ 出



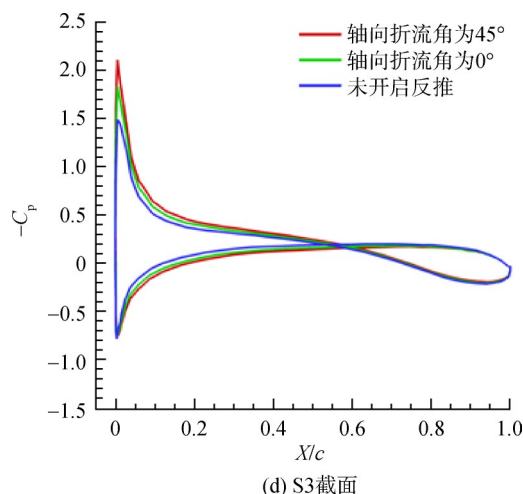
(a) 截面示意图



(b) S1截面



(c) S2截面



(d) S3截面

图9 表面压力系数对比

Fig.9 Comparison of surface pressure coefficient

流时,反推出流带前方几乎都是顺着主流方向的流动,因而推测此时对反推气流对进气道影响微乎其微。反推出流带后方形成的低速涡旋,分别位于内外涵道排气气流的上方和下方,特别是下方的涡旋流动由于还受到壁面的挤压,使得此处的流线密集且复杂;当轴向折流角 $\beta=45^\circ$ 出流时,发动机与机体所夹的区域有顺时针的展向涡,且距离发动机唇口位置较近,可推测此时进气道将会吸入反推气流。反推出流带后方形成的低速涡旋变弱,下方的大涡旋也退化为两个小涡旋,流动层次更加分明。

发动机正下方冲击机身表面的反推气流,会分成向前和向后的两股气流。向前的反推气流在主流气流和壁面曲率的影响下,逐渐失去向前的流向速度分量,部分流动也会沿着展向发展,最后都随主流气流向机体后方流去,即图11所示“U”型流线。

在对翼身融合背撑发动机反推的绕流流场特性进行完探究后,本文进一步研究了不同风扇转速状态对翼身融合背撑发动机布局机体阻力系数的影响,在此之前所有算例均在风扇进口截面设置 $p_{inlet}=95\ 000\text{ Pa}$,可记录为中转速状态,在此基础上,相对设定出小转速和大转速状态,并针对4组对照算例进行了数值模拟,不同的进气风扇转速对应不同的风扇进口截面静压,进而对应着不同进排气质量流量,转速状态参数如表4所示。

为了增加对照,参考了干净机体(即不安装发动机的N2A飞机)相应计算状态下的阻力系数,试验测量值为0.0113,各功率状态下机体阻力系

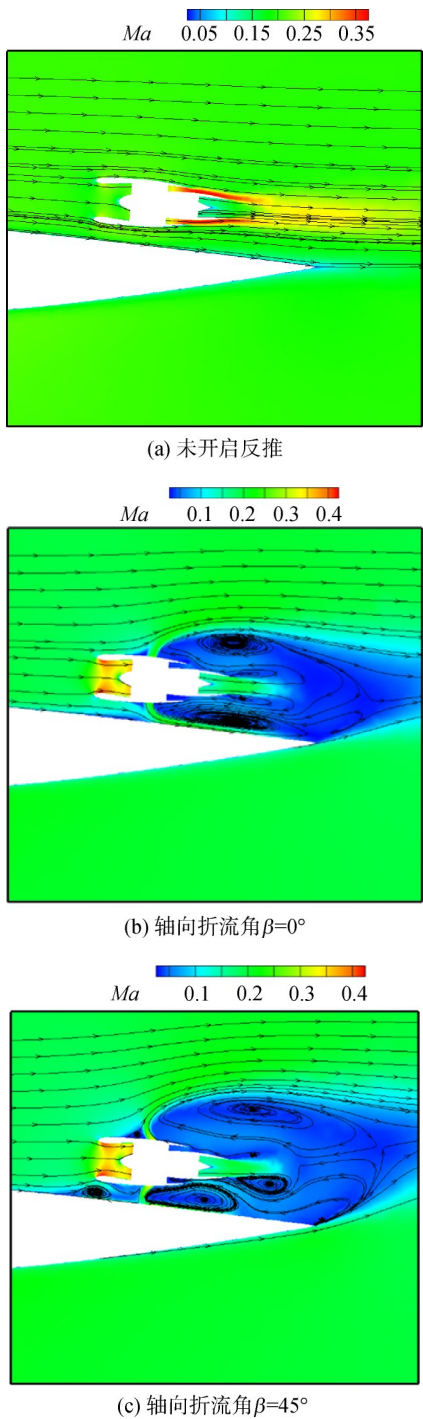


图 10 发动机附近流场细节的对比

Fig.10 Comparison of flow field details near the engine

数的对比柱状图如图 12 所示。

由图 12 可看出,各转速状态下,机体阻力系数的变化趋势基本一致,未开启反推时,由于发动机动力模拟的影响,机体阻力系数相较于干净机体而言略有降低,发动机进气道气流流过机身上表面,具有降低机体阻力的效果,反推气流的轴向折流角度越大,增阻效果越好。由图中数据可看

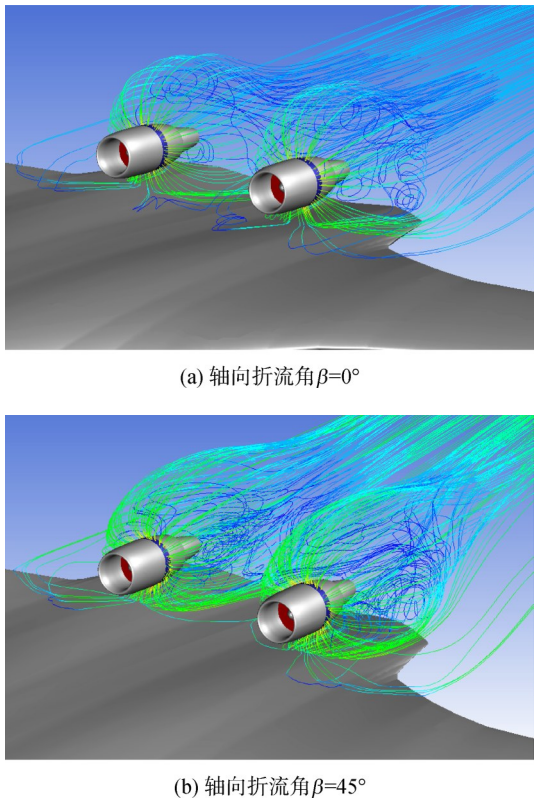


图 11 反推气流的空间流线图

Fig.11 Spatial streamlines of the reverse flows

表 4 转速状态参数	
Table 4 Rotor speed states parameters	
转速状态	p_{inlet}/p_{∞}
大转速	0.888 2
中转速	0.937 6
小转速	1.056 0

出,大转速状态时增阻效果最好,当轴向折流角 $\beta=0^{\circ}$ 时,阻力系数增幅达到 4.42%;当轴向折流角 $\beta=45^{\circ}$ 时,阻力系数增幅达 37.17%,增大轴向折流角度能使反推效率提高,但也不能一味地追求阻力增大的效果,还要考虑发动机喘振的实际问题,应避免过多的低能气体流入进气道。因而,在评估反推性能时,考察进气道流场畸变特性也极为重要^[19-20]。

本文主要分析进气道流场的总压畸变,分别探究轴向折流角和来流马赫数的影响,当来流马赫数为 0.2 时,由如图 13 所示的发动机子午面截面的总压云图可看出,轴向折流角 $\beta=0^{\circ}$ 的反推气流并不会影响到进气道流场,而轴向折流角 $\beta=45^{\circ}$ 的反推气流会在唇口处形成低压涡旋,有

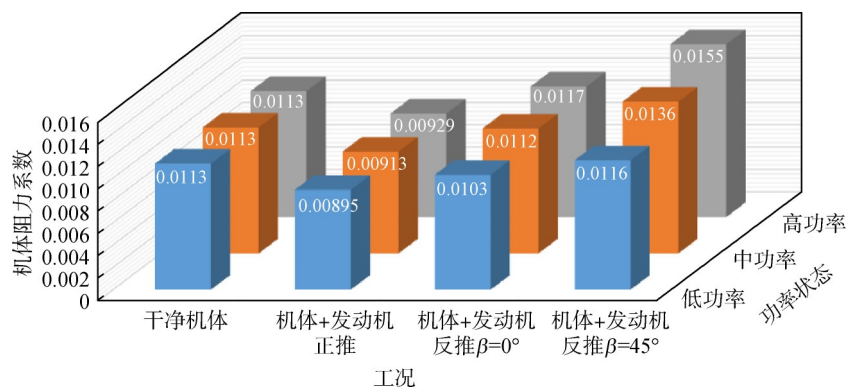


图 12 各转速状态下机体阻力系数柱状图

Fig.12 Histogram of resistance coefficient of airframe under various rotor speed states

使低能气流卷入进气道的趋势。

图 14 可看出,对于轴向折流角 $\beta=0^\circ$ 的情况,唇口截面的总压未受到机身壁面边界层低能气流的影响,低能气流层与发动机唇口间仍有较大的距离;而对于轴向折流角 $\beta=45^\circ$ 的情况,低能气流层的厚度明显增加,唇口下方已经有少部分低能气流混入。

当保持轴向折流角 $\beta=45^\circ$,并降低来流马赫数,实际情况中表现为飞机滑跑速度持续降低,本文中取来流马赫数为 0.1 和 0.05,对应的实际滑跑速度约为 34 m/s 和 17 m/s。图 15 展示了不同来流马赫数下发动机进口风扇处的总压分布情况。当来流马赫数为 0.2 时,仅壁面边界层附近有低能气体区域;当来流马赫数逐渐降低时,进口风扇

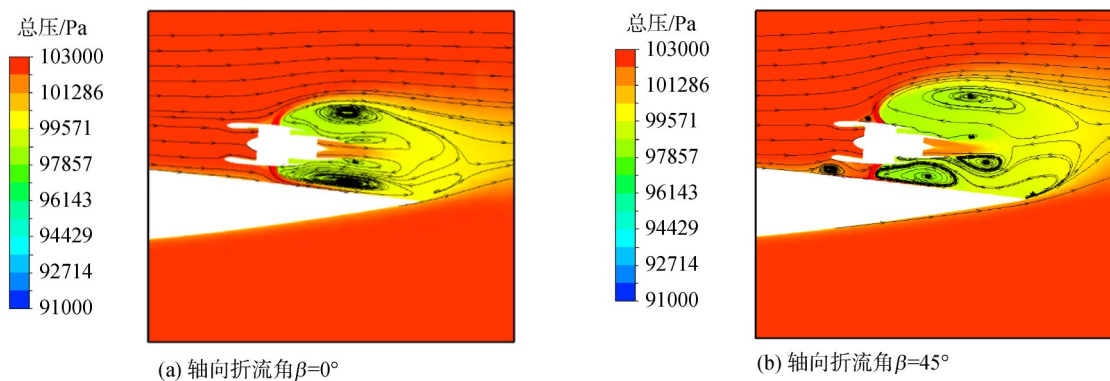


图 13 发动机子午面截面总压云图

Fig.13 Total pressure contours of meridian sectional area of engine

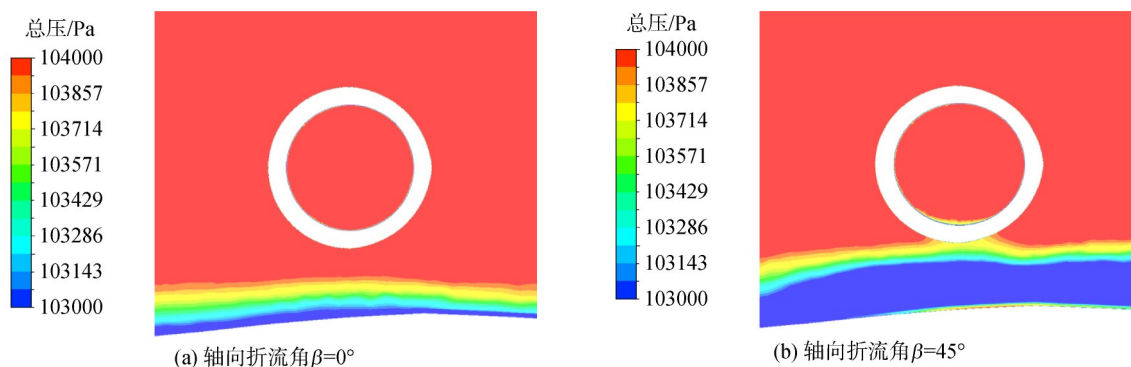


图 14 发动机唇口截面总压云图

Fig.14 Total pressure contours of lip sectional area of engine

处右下方区域总压显著降低,低能区域在逐渐沿壁面向上扩散。

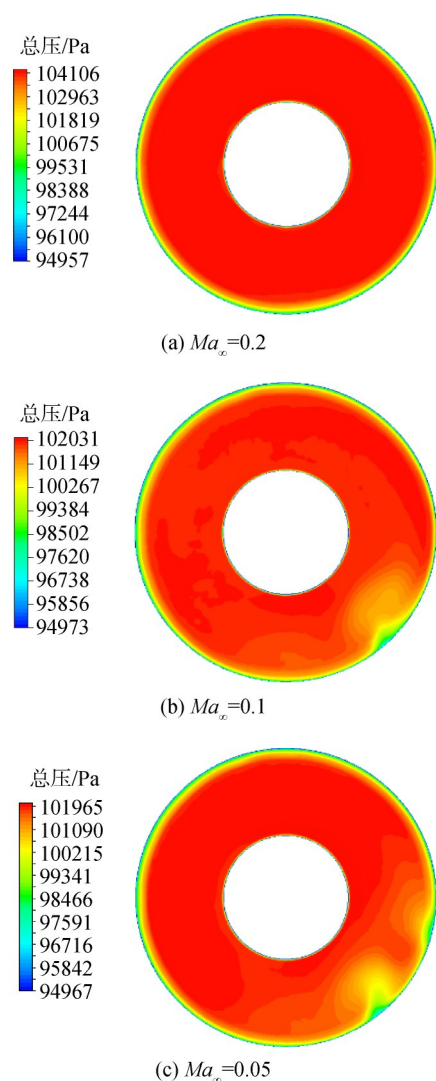


图15 发动机进口风扇截面总压云图

Fig.15 Total pressure contours of inlet fan sectional area of engine

3 结 论

1) 本文采用的 SST 湍流模型和进排气边界条件能够较好地模拟翼身融合背撑发动机反推气流和气动载荷分布。

2) 反推气流会显著影响机体气动载荷的分布情况,发动机前方的机体表面压力逐渐增大,经过反推出流带后,表面压力急剧减小,沿展向其影响逐渐减弱。

3) 在一定范围内,反推气流的轴向折流角越大,对气动载荷分布的影响越剧烈,增阻效果也越好,不同转速下的数值试验可得到一致的结果;机

体的负升力也越大,有利于机轮制动;但抬头力矩也会越大,需施加纵向控制。

4) 轴向折流角和来流马赫数会影响进气道流场畸变特性,为保证发动机稳定高效,避免喘振现象的发生,应确定发动机反推工作状态截止的来流马赫数和轴向折流角。

参考文献:

- [1] LIEBECK R H. Design of the blended wing body subsonic transport[J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(1):10-25.
- [2] GRAHAM W R, HALL C A, MORALES M V. The potential of future aircraft technology for noise and pollutant emissions reduction[J]. Transport Policy, 2014, 34(4):36-51.
- [3] TONG M T, JONES S M, HALLER W J, et al. Engine conceptual design studies for a hybrid wing body aircraft[R]. NASA/TM-2009-215680, 2009.
- [4] 顾文婷, 陈迎春, 辛振庆, 等. 背撑发动机进排气对翼身融合民机气动特性影响[J]. 航空动力学报, 2019, 34(6):1297-1310.
GU Wenting, CHEN Yingchun, XIN Zhenqing, et al. Intake and exhaust effect on aerodynamic characteristics of blended wing body civil aircraft with podded engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(6):1297-1310. (in Chinese)
- [5] 赵振山, 冯剑, 苗树明, 等. 基于数值模拟的翼身融合布局飞机上悬式发动机布置技术[J]. 航空学报, 2019, 40(9):134-142.
ZHAO Zhenshan, FENG Jian, MIAO Shuming, et al. Research on blended-wing-body aircraft overhanging engine layout technology based on numerical simulation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(9):134-142. (in Chinese)
- [6] 王志强, 沈锡钢, 胡骏. 反推状态下大涵道比涡扇发动机气动稳定性预测与评估[J]. 航空学报, 2017, 38(2):156-166.
WANG Zhiqiang, SHEN Xigang, HU Jun. Prediction and evaluation of aerodynamic stability of high bypass ratio turbofan engine deployed with thrust reverser[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(2):156-166. (in Chinese)
- [7] 沙江, 徐惊雷. 发动机反推力装置及其研究进展[C]//大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会2007年学术年会论文集. 广东 深圳: 中国航空学会, 2007:1022-1027.
- [8] 陈著. 叶栅式反推力装置结构和气动性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
CHEN Zhu. Research on the structure and aerodynamic performances of the cascade thrust reverser[D]. Nanjing: Nanjing University of aeronautics, 2014. (in Chinese)
- [9] 张国栋, 王强. 叶栅稠密度及进出口气流角对反推性能的影响[J]. 飞机设计, 2010, 30(2):51-56.
ZHANG Guodong, WANG Qiang. The influence of cascade solidity and flow angle of inlet and outlet on aerodynamic performance of cascade thrust reverser[J]. Aircraft Design, 2010, 30(2):51-56. (in Chinese)

- [10] YAO H, RAGHUNATHAN S, COOPER R K, et al. Numerical simulation on flow fields of the nature blockage[R]. AIAA-2005-631, 2005.
- [11] GISSEN A N, VUKASINOVIC B, PACKARD N O, et al. Flow control of a cascade thrust reverser[J]. Journal of Propulsion and Power, 2017, 33(4):1020-1030
- [12] 胡仞与, 张冬云. 民用飞机反推力格栅出流模式设计与试验[J]. 民用飞机设计与研究, 2015(4):51-53, 87.
HU Renyu, ZHANG Dongyun. Design and test of cascade efflux-pattern for civil aircraft thrust reversers[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2015(4):51-53, 87. (in Chinese)
- [13] 陈功, 胡仞与. 民用飞机反推装置气动特性分析与验证[J]. 航空发动机, 2017, 43(2):56-61.
CHEN Gong, HU Renyu. Analysis and validation of thrust-reversers aerodynamic characteristics for civil aircraft[J]. Aeroengine, 2017, 43(2):56-61. (in Chinese)
- [14] 易贤, 王开春, 马洪林, 等. 民用飞机发动机反推的空气动力学特性分析[J]. 应用数学和力学, 2014, 35(增刊1):85-89.
YI Xian, WANG Kaichun, MA Honglin, et al. Investigation on aerodynamic characteristics of civil aircrafts in engine thrust reverse condition[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2014, 35(Suppl.1):85-89. (in Chinese)
- [15] 段卓毅, 廖振荣, 钱瑞战. 基于CFD的某民机叶栅式反推力装置/飞机匹配设计评估[J]. 气体物理, 2016, 1(6):50-55.
DUAN Zhuoyi, LIAO Zhenrong, QIAN Ruizhan. Civil aircraft thrust reverser cascade configuration and airplane integration evaluation through CFD[J]. Physics of Gases, 2016, 1(6):50-55. (in Chinese)
- [16] 贾洪印, 马明生, 吴晓军, 等. 发动机进排气效应对民机构型气动特性影响[J]. 航空动力学报, 2017, 32(8):1900-1910.
JIA Hongyin, MA Mingsheng, WU Xiaojun, et al. Study on aerodynamic characteristics of different types of civil aircrafts with engine air intake and exhaust[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(8):1900-1910. (in Chinese)
- [17] NAOKI H K, KISUKE A, KATSUYA I. Transonic 3-D Euler analysis of flows around fanjet engine and T.P.S. (turbine powered simulator)[R]. National Aerospace Laboratory, NAL-TR-1045, 1989. (in Japanese)
- [18] GATLIN G, VICROY D, CARTER M. Experimental investigation of the low-speed aerodynamic characteristics of a 5.8-percent scale hybrid wing body configuration[R]. AIAA-2012-2669, 2012.
- [19] 李达新, 赵克良, 王奇志, 等. 民机涡扇发动机重吸入特性风洞试验[J]. 实验流体力学, 2012, 26(5):31-35.
LI Daxin, ZHAO Keliang, WANG Qizhi, et al. Wind tunnel test for turbo-fan engine re-ingestion characteristics of civil aircraft[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(5):31-35. (in Chinese)
- [20] 吴宇, 徐元章, 吕其明, 等. 反推装置与发动机性能匹配的数值研究[J]. 航空科学技术, 2012(5):36-38.
WU Yu, XU Yuanzhang, LÜ Qiming, et al. Numerical investigation of thrust reverser/engine compatibility[J]. Aeronautical Science and Technology, 2012(5):36-38. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)