

文章编号: 1000-8055(2010)12-2763-07

着陆襟翼打开状态下抓斗式反推装置 三维流动数值模拟

刘春阳¹, 王占学¹, 王家启², 尹 方², 孔德英²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国航空工业集团公司 第一飞机设计研究院, 西安 710089)

摘 要: 基于求解三维 Reynolds-averaged Navier-Stokes 方程, 数值模拟了着陆襟翼打开状态下抓斗式反推装置工作时流场分布特性。网格采用非结构化四面体与六面体混合分区生成技术, 湍流模型选用 Spalart-Allmaras 模型。结果表明, 在计算滑跑速度范围内, 反向排气流不会被进气道重新吸入; 高温反向排气流会冲击到飞机吊挂及部分机翼, 需引起注意; 随着滑跑速度的降低, 反向排气流侧向影响范围急剧增大, 若机翼后掠角较大, 则反向排气流容易被相邻发动机再次吸入, 引起进气畸变; 当滑跑速度降低到 34 m/s 时, 反向流开始吹向地面, 可能会卷起地面颗粒物并且被进气道吸入; 随着滑跑速度的降低, 反推力减小。

关 键 词: 着陆襟翼; 抓斗式反推装置; 反向排气流; 进气畸变; 反推力

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Numerical simulation on flow field of the clamshell thrust reverser with landing flap deployed

LIU Chun-yang¹, WANG Zhan-xue¹, WANG Jia-qi²,
YIN Fang², KONG De-ying²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. The First Aircraft Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China)

Abstract: Computational fluid dynamics (CFD) technology was used to investigate the flow field distribution characteristic of a clamshell thrust reverser with landing flap deployed. The computational grid was generated with unstructured tetrahedron and hexahedron meshes, and Spalart-Allmaras (S-A) turbulent model based on solving Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations was adopted. The results show that, in the range of landing speed, the hot reverse exhaust flow from the clamshell thrust reverser is not re-injected into the engine inlet, but it impinges on part of the aerofoil and pylon. As landing speed decreases, the hot reverse exhaust flow spreads forward and laterally deeper, so it may be re-injected by near engine inlet if the aerofoil sweepback is large enough, resulting possibly in inlet distortion. When landing speed decreases down to 34 m/s, the hot reverse exhaust flow starts to impinge on the ground, which may wind up some dross to the inlet. At last, the reverse thrust decreases as landing speed decreases.

收稿日期: 2009-11-15; 修订日期: 2010-05-20

基金项目: 西北工业大学基础研究基金(JC200815); 航空科学基金(2008ZB53012)

作者简介: 刘春阳(1985—), 男, 山东潍坊人, 硕士生, 主要从事航空发动机总体和排气系统领域的研究。

Key words: landing flap; clamshell thrust reverser; reverse exhaust flow; inlet distortion; reverse thrust

随着航空技术的发展,大型飞机的运载能力不断增加,运载飞机大型化发展的方向对飞机着陆提出了更高要求.减小大型飞机的着陆滑跑距离以及处理其起飞和降落时遇到的各种紧急情况都需要飞机具有高效、可靠的减速系统,特别是能够用于雨雪天气的安全着陆、紧急停止滑跑起飞和着陆不成功时迅速复飞的高效减速技术.目前,大型客机或运输机常用的减速方式很多,包括轮刹减速、空气动力减速(减速板、襟翼等)、发动机反推装置减速、减速伞减速等.而在大型客机和运输机上,除轮刹系统外,用得最多的减速装置是反推装置.尤其是在湿滑或结冰的跑道上,反推装置减速效果显著,如图 1 所示.

Source: General Electric Aircraft Engines

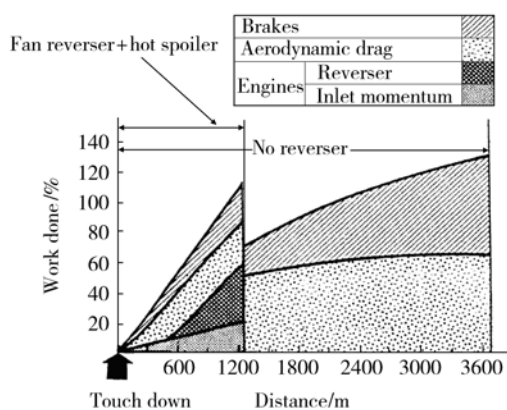
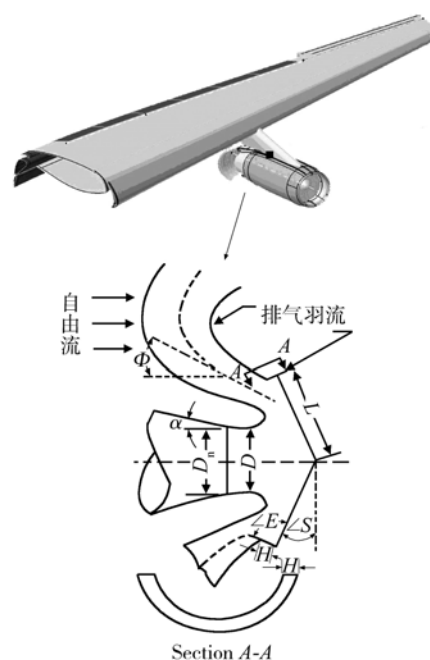


图 1 在结冰跑道上反推装置打开与不打开时的滑跑距离对比

Fig. 1 Comparative landing runs with and without thrust reverser while landing on icy runway

传统的反推装置主要类型有瓣式、抓斗式、折流栅式等.目前,抓斗式反推装置作为最简单、有效的减速装置,被大型飞机广泛采用^[1-4].其几何构型见图 2^[5],反推板打开后,发动机尾喷管喷出的热气流经过反推板的折流作用而向侧前方某一角度喷出,从而产生反推力.为研究工作过程中抓斗式反推门打开状态下反向流的分布、对机翼的影响以及对发动机进气道特性的影响等问题,本文主要针对抓斗式反推装置,建立了着陆状态下襟翼打开时反推板-短舱-机翼一体化模型(以下简称偏度襟翼模型,其中反推板安装位置、尺寸的选取参考文献[5]),并对其进行了三维数值模拟计算与分析.



$\angle S=25^\circ, \angle E=0^\circ, L/D=6, H/D=0$

图 2 偏度襟翼物理模型

Fig. 2 Geometric configuration of the model with flap deployed

1 数值计算方法

计算网格区域,选取发动机进口直径为特征长度 ϕ ,详细尺寸与计算边界类型见图 3^[6],近模

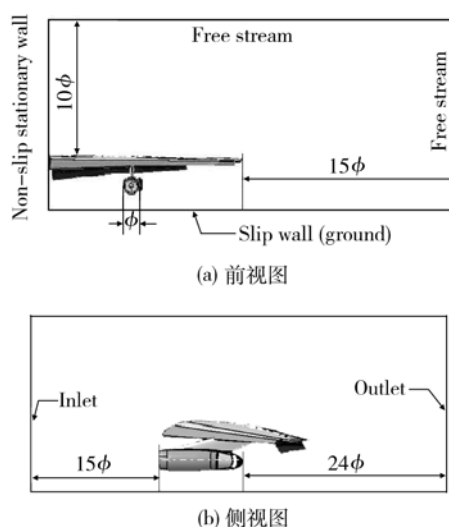


图 3 计算网格详细尺寸与边界类型

Fig. 3 Details of the measurement and boundary type of the computational grid

型壁面处气流流动方向见透视图 4. 由于偏度襟翼模型外部结构的复杂性, 网格划分均采用分区生成技术, 各分区采用了非结构化四面体、六面体混合网格, 近壁面网格间距 $y^+ \geq 30$, 网格单元总数约 500 万, 壁面网格如图 5 所示. 本文研究的重点在于反推板打开状态外流场的参数变化, 因此在近壁面特别是反推板附近采用指数型网格局部加密技术即可满足要求^[6-7].

流场计算基于求解三维 Reynolds-averaged Navier-Stokes(RANS)方程, 对流项采用二阶迎风格式离散, 黏性项采用中心差分格式离散^[6,8], 采用四阶龙格-库塔法进行时间推进. 流动雷诺数较低, 为了得到良好的计算结果并节省计算资源, 湍流核心区选用 Spalart-Allmaras(S-A)模型计算^[9-10]. 近壁面区域的处理采用近壁面模型法, 由于近壁面层状亚层网格比较粗糙, 故假设

$$\frac{u}{u_\tau} = \frac{1}{k} \ln E \left(\frac{\rho u_\tau y}{\mu} \right)$$

其中 u 是平行于壁面的速度, u_τ 是切速度, y 是离墙壁的距离, k 是 von Karman 常量, $E=9.793$. 表 1 给出了在不同地面滑行速度时的部分计算边

界条件. 进气道出口与喷管进口边界条件均是基于部件匹配原理发展的发动机沿程截面参数计算模型得到的, 其他边界条件可查阅国际标准大气表, 通过简单换算得到^[6,11].

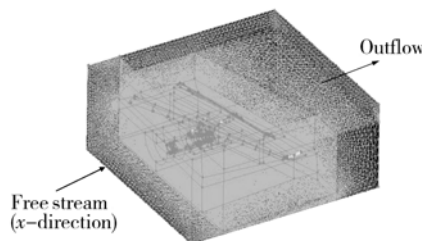


图 4 近模型部分网格透视图

Fig. 4 Perspective of part of the computational grid

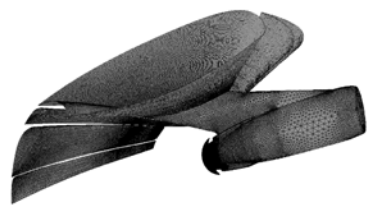


图 5 壁面网格图

Fig. 5 Wall grid for the model

表 1 部分计算边界条件

Table 1 Part of the computational boundary condition

Ma	进气道出口			喷管进口			滑行地面
	p_s/Pa	T_t/K	$\dot{m}/(\text{kg/s})$	p_t/Pa	p_s/Pa	T_t/K	$V/(\text{m/s})$
0.40	101 600.0	297.4	232.5	169 279.0	145 448.0	503.8	136.1
0.30	95 800.0	293.4	228.5	165 018.0	142 092.0	503.9	102.1
0.20	93 300.0	290.5	226.0	161 927.0	139 590.0	503.9	68.1
0.15	89 750.0	289.5	225.7	160 950.0	138 846.0	504.0	51.1
0.10	87 913.8	288.7	225.2	160 271.0	138 330.0	504.1	34.0
0.05	85 650.0	288.3	225.0	159 631.0	137 847.0	504.3	17.0

2 计算结果及分析

2.1 不同滑跑速度时反向高温排气流空间分布特性

图 6 给出了同一发动机转速, 不同地面滑行速度条件下, 抓斗式反推板打开时反向排气流的空间分布.

由图 6 可见: ①在计算的滑跑速度(自由流马赫数)范围内, 反向流流线均没有被吸入进气道, 即反推装置打开不会影响进气道的正常工作. 但

是随着飞机滑跑速度的减小, 反向排气流对侧前方的影响区域增大. 对于单侧安装双发动机的大型飞机, 若相邻发动机距离较近, 存在反向排气流被相邻发动机吸入的可能. ②在较低滑跑速度时, 高温的反向排气流对机翼产生了大范围包裹, 这主要是由于周围相对来流速度较低, 对喷出的高温气流侧向蔓延的抑制作用相对太小的缘故. ③在计算范围内, 反向排气流均会撞击到短舱吊挂处. 这需要在设计吊挂时必须考虑其耐高温性能. ④在较低滑跑速度时, 反向排气流会吹向地面.

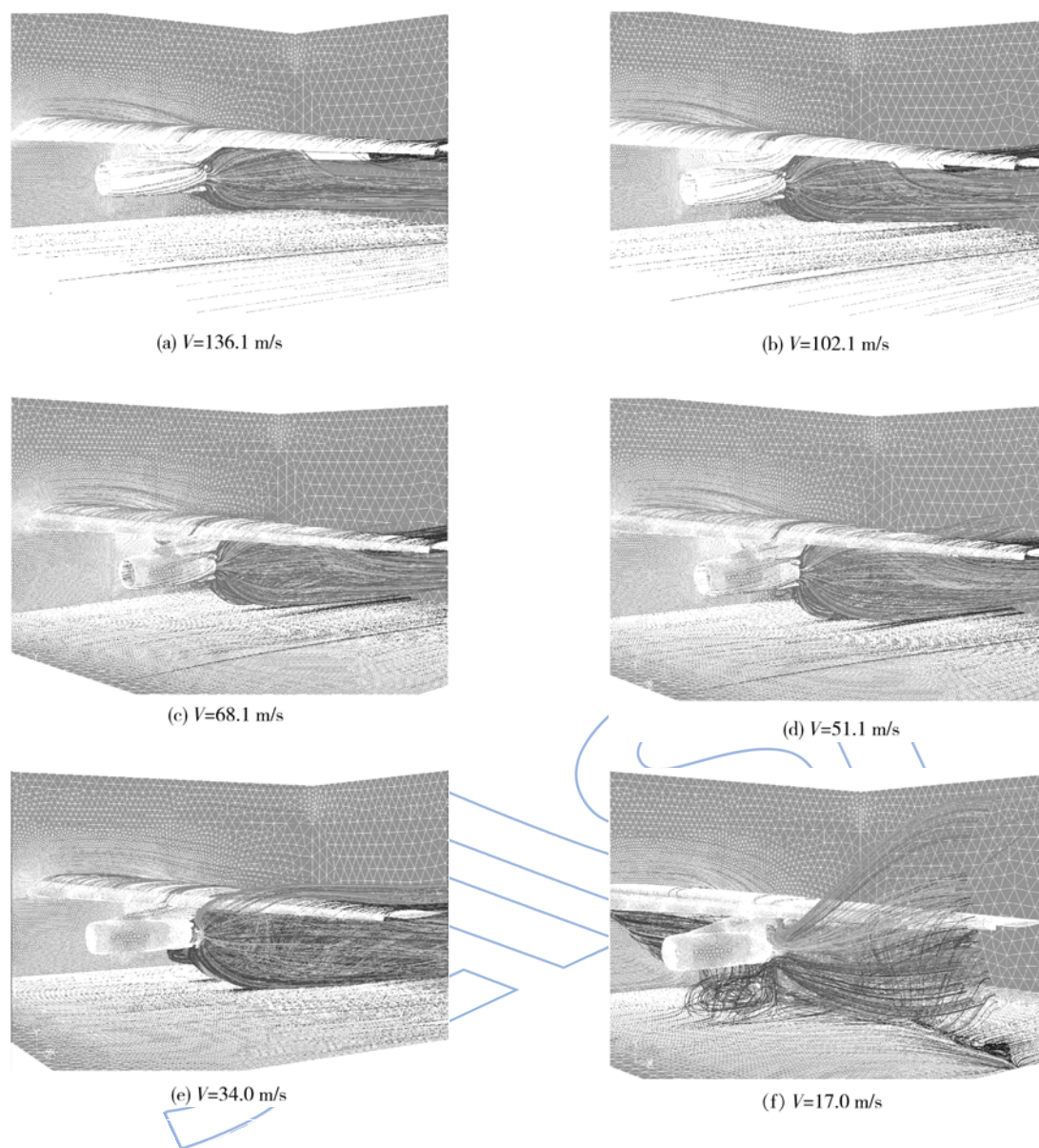


图 6 不同地面滑跑速度时反向流空间流动分布

Fig. 6 Hot reverse exhaust flow distribution at different landing speeds

此时,地面颗粒物可能会被卷起且被本发动机进气道或相邻发动机进气道吸入,由图 6(e)看出,滑跑速度降至 34 m/s 以下时,反向流开始撞击到地面.因此建议在地面滑行速度减至 34 m/s 时,关闭反推门,换用其他方式减速.

由于在滑跑速度较低时,高温反向排气流将会包裹部分机翼和吊挂,这就需要对冲击到机翼和吊挂上的反向排气流最高温度进行研究,为采用抓斗式反推装置的大型飞机机翼和吊挂的设计选材和评估其疲劳寿命,提供一定的有效依据.图 7 给出了不同滑跑速度时反向排气流在给定的最大静温下的影响区域.

由图 7(a)可见,随着滑跑速度的减小,静温

$T_s \geq 300 \text{ K}$ 的反向流影响区域由沿速度方向逐渐向其垂直方向蔓延.当 $V = 136.1 \text{ m/s}$ 时,相对来流速度较大,对反向排气流的侧向蔓延抑制作用较大,因此温度较高的反向排气流主要集中在近反推板周围以及后方.随着滑跑速度的减小,由于发动机转速保持不变,相对来流速度的减小要比由基于部件匹配原理发展的发动机沿程截面参数计算模型得到的尾喷管进口压力减小得快,因此相对来流对反向排气流的抑制作用减弱,反向排气流对侧前向影响区域增大,当 $V = 34.0 \text{ m/s}$ 甚至更小时,反向排气流已经绕过前缘缝翼,蔓延到了机翼的上方.同时,其对侧向的影响区域也大大地增加($V = 17.0 \text{ m/s}$ 时),当大型飞机同侧安装

多个发动机且后掠角较大时,反向流可能被相邻发动机再次吸入,这点与前面得出的结论一致。

图 7(b)给出了恰好未冲击到襟翼上的反向流影响区域及其温度下限,即冲击到襟翼上的反向流的最高温度。通过类似的计算结果后处理,总能直观地找到模型中冲击到指定部件或指定位置

上的反向排气流最高温度。

2.2 不同滑跑速度下反推打开时进气道稳态特性分析

图 8 给出了不同滑跑速度时进气道出口截面轴向速度、总温、总压分布。

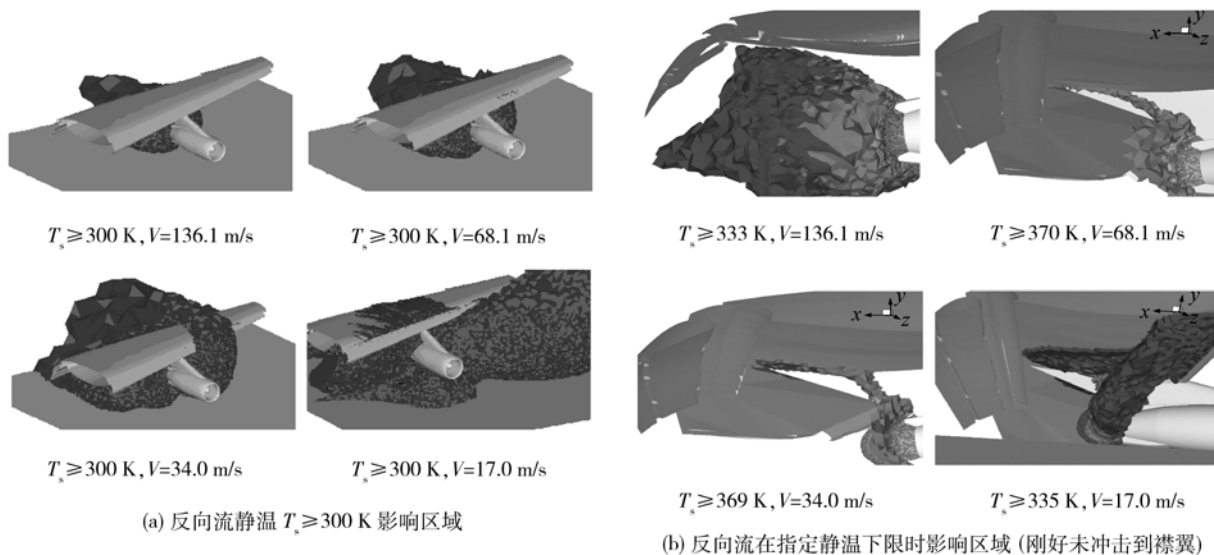


图 7 不同滑跑速度下反向流在指定静温下限时影响区域

Fig. 7 Contour distribution at given least-static temperature and different landing speeds

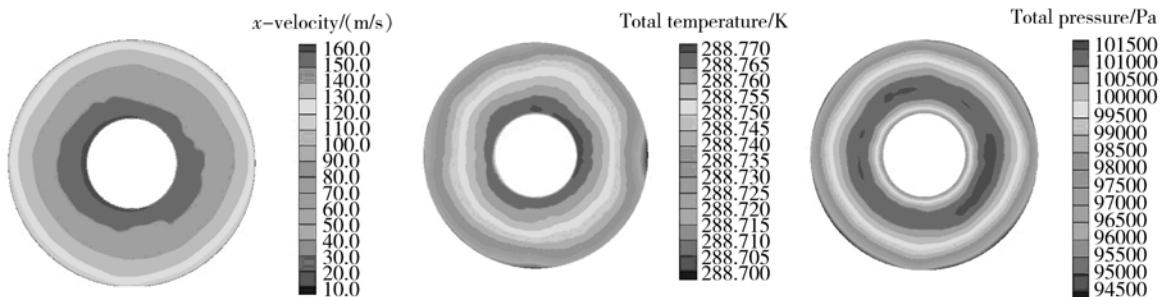
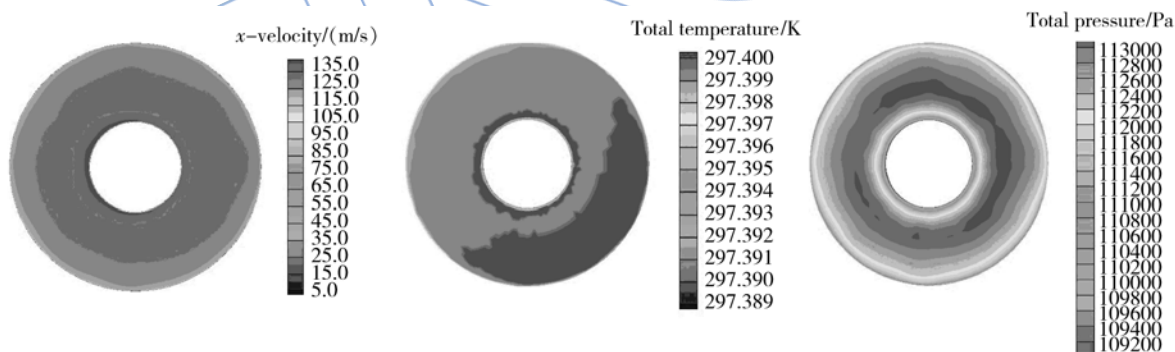


图 8 不同滑跑速度时进气道出口参数分布

Fig. 8 Parameter distribution of the inlet exit profile at different landing speeds

图 9 给出了在计算范围内,反推打开状态且在恒定的发动机转速下进气道静态畸变指数 D_{c60} 随滑跑速度的变化关系。

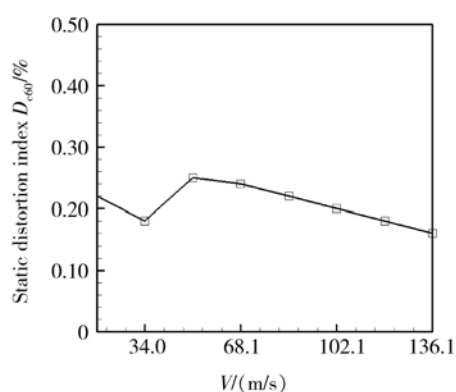


图 9 静态畸变指数 D_{c60} 随滑跑速度变化关系

Fig. 9 Relationship between the static distortion index D_{c60} and the landing speed

由图 8 可知,在各着陆滑跑速度下反推打开工作时进气道出口总温、总压及轴向速度参数均保持周向分布均匀,且总温径向变化也较小。由图 9 可见,随着滑跑速度的降低,虽然高温反向排气流不会被重新吸入进气道,但是由于其侧向延伸范围增大,使得进气道进口前气流受到逐渐增大的扰动作用,因此静态畸变指数 D_{c60} 会略微增大;当滑跑速度降低到 34 m/s 时,反向流开始撞击到地面,此时其对进气道进口前气流的扰动作用变得比较复杂:反向流、机翼与短舱吊挂等对进气道进口前气流的扰动作用相互干涉,使得低速下进气道总压畸变指数在一个较小的范围内变动。在整个着陆减速滑跑过程中,静态畸变指数 $D_{c60} \leq 0.26\%$,与不开反推的发动机正常工作状态相比^[12],处在一个更小的范围内,这说明反推装置打开,不但没有使得进气道畸变特性变坏,反而对进气道的工作环境起到了一定的改善作用。

2.3 不同滑跑速度下反推板压力面气动力分布

图 10 给出了不同滑跑速度下反推板压力面压力分布,图 11 给出了单个反推板压力面轴向气动力随滑跑速度的变化关系。

由图 10 可以看出,靠近喷管核心流的反推板压力面所受压力最大,越向外反推板压力面压力越小,这就是反向流会沿反推板内侧向外侧流动的动力。由图 11 可以看出,发动机反推力随滑跑速度的降低而线性减小,这是由于随着滑跑速度降低,发动机喷管进口燃气参数,特别是压力降低所引起。滑跑速度越低,喷管进口总压总温越低,

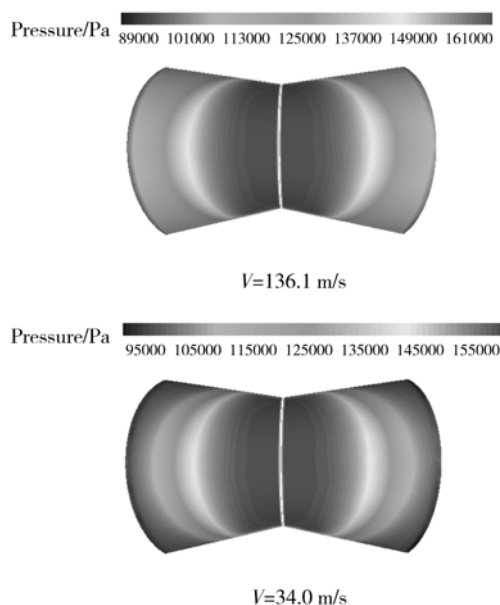


图 10 不同滑跑速度下反推板压力面静压分布

Fig. 10 Static pressure distribution of the pressure surface of the clamshell at different landing speeds

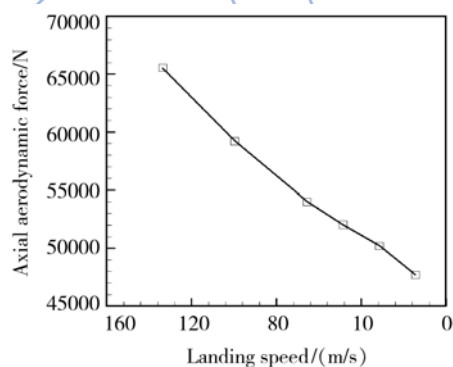


图 11 单个反推板压力面轴向气动力随滑跑速度变化曲线

Fig. 11 Relationship between the axial aerodynamic force of pressure surface of the single clamshell board and the landing speed

因此从尾喷管喷出的气流速度越小,对反推板的正向气动力越小,反推板产生的反推力也必然越小。

3 结 论

本文通过 CFD(计算流体动力学)技术数值模拟了飞机着陆后偏度襟翼模型在不同的滑跑速度下反向流空间分布、温度分布,反推打开时进气道出口参数分布,以及反推板压力面的气动力分布等。得出如下结论:

1) 在计算滑跑速度范围内,反向排气流没有被进气道再次吸入,因此反推打开不会引起进气

道的进气畸变发生。

2) 当滑跑速度降低到 34 m/s 时,反向流开始冲击到地面,此时反向流可能会将地面上的颗粒物吹起,被进气道吸入,影响发动机正常工作,因此建议此时关闭反推门,采用其他减速方式。当滑跑速度降低到 17 m/s 时,若大型飞机同侧安装多个发动机且机翼后掠角较大时,反向排气流可能会被相邻发动机进气道吸入,引起进气畸变。

3) 通过计算结果后处理,总可以找到冲击到某部件或位置上的反向排气流的最高温度,为部件的设计选材,寿命评估提供有效数据。

4) 在一定滑跑速度下,反推板压力面一侧所承受的压力从中间向两边逐渐降低,随着滑跑速度的降低,反推板上压力面所承受的气动力下降,即随着滑跑速度的降低,发动机反推力是降低的。

参考文献:

- [1] Obye R C, Hakim A D. Axisymmetric approach and landing thrust reverser concepts: hot flow test results[R]. AIAA-84-1176, 1984.
- [2] 靳宝林, 刑伟红, 刘殿春. 飞机/发动机推进系统反推力装置[J]. 航空发动机, 2004, 30(3): 48-52.
JIN Baolin, XING Weihong, LIU Dianchun. Thrust reversers of aircraft/engine propulsion system[J]. Aeroengine, 2004, 30(3): 48-52. (in Chinese)
- [3] 邵万仁, 叶留增, 沈锡钢, 等. 反推力装置关键技术及技术途径初步探讨[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. 深圳: 中国航空学会, 2007.
- [4] 王玉新. 飞机发动机反推力装置的创新设计[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. 深圳: 中国航空学会, 2007.
- [5] 王占学, 张晨, 刘春阳. 抓斗式反推装置打开时反推性能参数计算[J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2157-2162.
WANG Zhanxue, ZHANG Chen, LIU Chunyang. Mathematical model for calculating effects of target type thrust reverser on turbofan engine performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10): 2157-2162. (in Chinese)
- [6] Andrade F O, Ferreira S B. Study of the influence of aircraft geometry on the computed flowfield during thrust reversers operation[R]. AIAA 2006-0367, 2006.
- [7] Strash D J, Summa J M, Frank J H, et al. Aerodynamic analysis of an installed thrust reverser[R]. AIAA 1997-3153, 1997.
- [8] 王占学, 黄杰. 喷管/飞行器后体一体化数值模拟[J]. 西北工业大学学报, 2000, 18(4): 587-590.
WANG Zhanxue, HUANG Jie. Numerical simulation of integration of nozzle/vehicle-afterbody [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2000, 18(4): 587-590. (in Chinese)
- [9] Yao H, Raghunathan S, Cooper R K, et al. Numerical simulation on flow field of the nature blockage thrust reverser[R]. AIAA 2005-0631, 2005.
- [10] Spalart P R, Allmaras S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA 1992-0439, 1992.
- [11] 左志成, 钱瑞战. 民机反推力装置对发动机进气口流场畸变影响数值模拟研究[J]. 飞机设计, 2007, 27(5): 60-64.
ZUO Zhicheng, QIAN Ruizhan. Numerical simulation investigation of effect of thrust-reverser operating on engine inlet flow distortion for civilian transport[J]. Aircraft Design, 2007, 27(5): 60-64. (in Chinese)
- [12] 刘大响, 叶培梁, 胡俊, 等. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.