

着陆滑跑状态下的反推力装置重吸入特性数值模拟

陈 著^{1,3}, 单 勇¹, 沈锡钢², 张靖周¹, 邵万仁²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015;

3. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 对大涵道比涡扇发动机叶栅式反推力装置, 利用 CFD 技术, 展示了叶栅式反推力装置开启后的流场流动特征, 计算分析了飞机着陆滑跑马赫数和侧风速度对发动机进气道重吸入特性的影响。结果表明: 在无侧风影响时, 进气道对反推力气流的重吸入现象随着滑跑马赫数的增加而逐渐减弱并消失, 重吸入特征参数值随着滑跑马赫数的增加而减小并达到允许值, 该临界滑跑马赫数为 0.08; 在侧风环境中, 侧风使得反推力气流在发动机一侧进入发动机进气道, 导致风扇进口截面的总温畸变增大, 重吸入特征参数值随着侧风速度的增加而增大, 侧风的存在使得反推力装置关闭的临界滑跑马赫数从不存在侧风时的 0.08 提高到 0.12。

关 键 词: 大涵道比涡扇发动机; 反推力装置; 侧风影响; 重吸入; 着陆滑跑状态

中图分类号: V228.7

文献标志码: A

Numerical simulation on re-ingestion characteristics under landing state for thrust reverser

CHEN Zhu^{1,3}, SHAN Yong¹, SHEN Xi-gang²,
ZHANG Jing-zhou¹, SHAO Wan-ren²

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System

College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Shenyang Engine Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China;

3. China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: A numerical study was carried out for a cascade thrust reverser of a turbofan engine with high bypass ratio to investigate the influences of the landing Mach number and crosswind speed on the re-ingestion characteristics of the engine and the flow characteristics with the thrust reverser opened. The results showed that: with the increase of the landing Mach number, the level of re-ingestion of the engine inlet decreased, and then disappeared. The value of the characteristic parameter used to evaluate re-ingestion characteristics reached to an allowable value when the critical landing Mach number was 0.08 without the crosswind. When the thrust reverser encountered the crosswind, crosswind changed the flow di-

rection for the thrust reverser flow. It caused the reverser flow to re-ingest into the engine on the crosswind side with the increase of the total temperature distortion on the air inlet. The value of the re-ingestion parameter increased along with the increases of crosswind speed. Therefore, the critical landing Mach number for the safety increased from 0.08 to 0.12 for the cause of crosswind.

Key words: high bypass ratio turbofan engine; cascade thrust reverser; crosswind influence; re-ingestion characteristics; landing state for thrust reverser

现代的民用航空飞机、运输机广泛采用反推力装置来使飞机减速制动,以达到缩短着陆滑跑距离、提高飞机机动性等目的^[1-3]. 在为数不多的几种反推力装置中,叶栅式反推力装置集成度高、反推效果明显、对发动机的工作稳定性影响较小,成为大涵道比涡扇发动机的首选^[4-7]. 叶栅式反推力装置主要由叶栅格、移动外罩、阻流门以及作动筒等主要部件构成. 在飞机正常着陆时,发动机先降至慢车状态,然后打开反推力装置,经历了移动外罩后移露出叶栅通道,阻流门旋转阻塞外涵通道,使得外涵气流流向发生偏转,经过叶栅导向向斜前方喷出等一系列机械动作,在反推力装置完成全部动作后,发动机再回到一定转速,继而产生一定的反推力^[8-9]. 在此过程中,由于飞机滑跑马赫数不断降低、发动机进气道吸气以及环境侧风等原因将可能导致反推力气流重吸入到进气道,这使得风扇进口截面总温和总压分布不均匀,降低发动机的稳定性,影响发动机的稳定裕度和共同工作线. 大量研究表明,进气总温畸变是影响发动机工作稳定性的主要因素之一^[10-13],但是反推力气流重吸入造成的进气总温畸变并没有得到足够的重视^[14],对此开展的研究相对匮乏. 因此有必要对飞机着陆过程中的发动机反推力气流重吸入特性以及引起的总温畸变特性开展数值研究,以确保飞机着陆的安全性.

1 物理模型与计算方法

采用UG软件,构建如图1所示的三维全尺寸发动机反推力装置物理模型,包括进气道、风扇进口、移动外罩、阻流门、叶栅单元、外涵通道等部件. 其中,叶栅单元呈左右对称分布,共14个叶栅单元组件,如图2(a)所示,叶栅轴向排气角度均为 135° ,而周向排气角度如图2(b)所示. 为了模拟发动机着陆状态下完全开启反推力装置时的反推力气流流场,在发动机外构建长、宽、高分别为30,24,20 m的外流场域,将发动机置于外流场中

间,发动机中轴线距离地面为3800 mm. 如图1所示,本文模拟的着陆时的当地海拔高度为0 km,环境压力采用标准大气压为101325 Pa,环境温度为288 K;发动机外涵进口(图1中的Bypass inlet)空气流量为342.474 kg/s,总温为336 K;风扇进口(图1中的Fan)流量为385.22 kg/s,温度为288 K;计算域边界设定为压力出口,出口压力为101325 Pa. 本文的计算域都采用非结构化网格,在叶栅单元、外涵通道壁面等流动情况较为复杂的区域加密计算网格,并采用1.04的网格增长因子由叶栅向外场逐渐过渡,以保证计算精度. 本文对流动复杂的区域进行网格加密(如叶栅通道、外涵通道、进气道等),并通过相应的网格独立性试验(690万、1050万、1400万、1840万、2590万),最终确定在网格总数为1400万时,计算结果与网格无关. 根据文献[15]中的叶栅式反推力装置实验,构建了相同的计算模型,采用不同湍流模型(标准 $k-\epsilon$, RNG(re-normalization group) $k-\epsilon$, realizable $k-\epsilon$, 标准 $k-\omega$, SST(shear stress transport) $k-\omega$)进行叶栅式反推力装置数值计算方法的实验验证,如图3所示, η_0 表示单位质量反推力比,表达为 $\eta_0 = (F_r/W_r)/(F_f/W_f)$,其中 F, W 分别表示推力和气流质量流量;下标 r, f 分别表示反推力状态和正推力状态. 首先,realizable $k-\epsilon$ 湍流模型的数值预测结果随落压比(R_{np})基本不变,这与试验规律相差甚远;RNG $k-\epsilon$ 湍流模型的数值预测结果与实验测量变化规律相反且低落压比下的单位质量反推力比相差20%;标准 $k-\epsilon$ 湍流模型的数值预测结果与试验结果较为接近,但在低落压比下的单位质量反推力比相差了11%;标准 $k-\omega$ 湍流模型的数值预测结果与试验规律一致,且最大误差为8.2%,高落压比时的误差相对更小. 考虑到本文的落压比较小,且参考国内外对叶栅式反推力装置的数值计算结果^[16-17],本文选用标准 $k-\omega$ 湍流模型进行计算.

在正常着陆状态下,飞机轮子接触地面时的

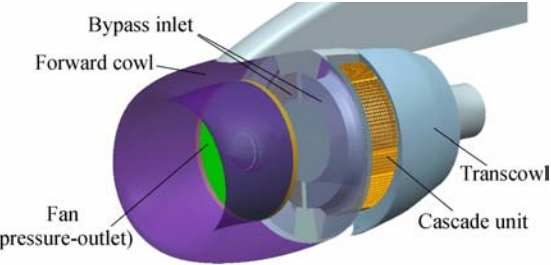


图 1 物理模型
Fig. 1 Physical model

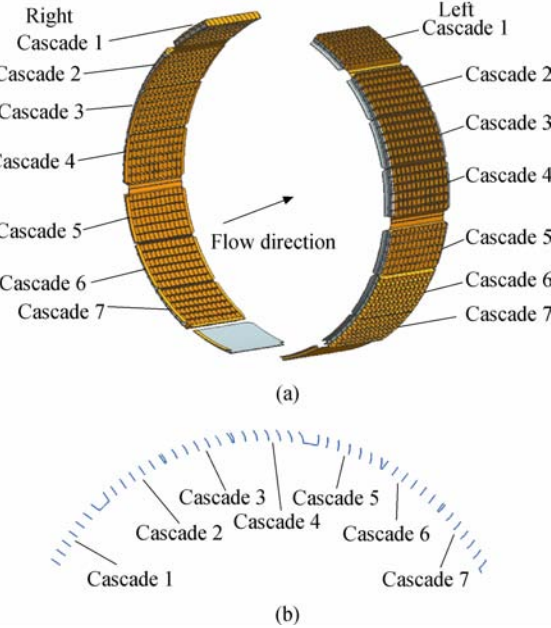


图 2 叶栅结构
Fig. 2 Cascade structure

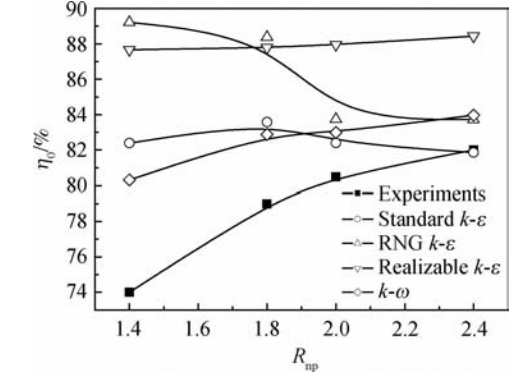


图 3 湍流模型验证
Fig. 3 Turbulence model validation

起始滑跑马赫数(Ma)为 0.22 左右;在反推力的作用下,滑跑马赫数逐渐减小,直至 0.12 左右关闭反推力装置.在紧急停飞时,通常要求保持发动

机在最大反推力状态下直至飞机完全静止.因此,考虑到上述两种情况,本文对滑跑马赫数的计算范围选取在 0~0.24.在考虑环境,例如侧风影响时,根据民航飞行条例规定,在机场侧风速度(V_c)大于 35 m/s(70 节)时,为保证飞机安全,将不允许飞机降落.本文对环境侧风速度的计算范围选取在 0~30 m/s(0~60 节).对于发动机进气道对反推力气流的重吸入特性的计算,本文采用参考文献[18]中的重吸入特征参数定义: $\tau = (T_{\max} - T_{av}) / (T_f - T_0) \times 100\%$,用以对本文的重吸入程度进行考核.其中 τ 表示重吸入特征参数; $T_{\max}$, T_{av} 分别为风扇进口截面总温最大值、面平均总温; T_f 为风扇出口平均总温; T_0 为飞机周围环境的静温.

2 计算结果分析

2.1 滑跑马赫数对重吸入特性的影响

图 4 显示了在没有环境侧风的条件下,反推力气流在发动机进气道负压和滑跑马赫数共同影响下的反推力气流流线.当发动机反推力装置工作在静止状态(即,滑跑马赫数为 0),从各侧叶栅流出的反推力气流分布情况基本可以分为上、中、下 3 部分,由 1~3 这 3 个叶栅单元排出的上部气流经过叶栅导向,向斜前方喷出;而第 4 叶栅单元的反推力气流在向发动机侧前方排出的过程中受到发动机进气道上游局部低压的作用,反推力气流向发动机中轴线方向汇聚,并且部分反推力气流被发动机重吸入;5~7 这 3 个叶栅单元的反推力气流则主要冲击地面.在滑跑马赫数为 0.04 时,受到滑跑马赫数的影响,第 4 叶栅单元出口气流在进气道和迎面来流的共同作用下,呈现无序的紊乱状态,重吸入现象加剧.在滑跑马赫数达到 0.08,反推力气流在流场中的分布有了明显的改变,在滑跑的作用下,反推力气流以一定的角度离开叶栅单元一定距离后向发动机下游折转,进气道对反推力气流的重吸入现象消失.根据本文的其他滑跑马赫数的计算,发现滑跑马赫数一旦达到 0.08,反推力气流不会发生重吸入,故可将滑跑马赫数为 0.08 认定为本文反推力装置物理模型的临界滑跑马赫数.随着滑跑马赫数的进一步增加,反推力气流对环境的切入深度减小.

图 5 显示了不同滑跑马赫数下,发动机进气道出口截面(即风扇进口截面)的总温(T)分布.可以看到,在进气道存在重吸入现象的情况下,随着滑跑马赫数的增加,由于环境主流对反推力气

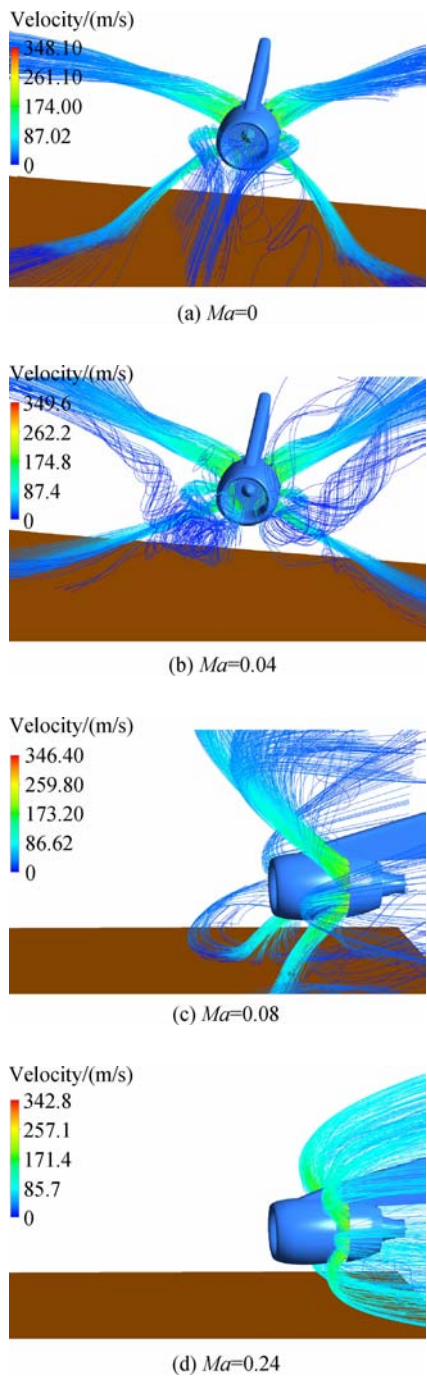


图 4 不同滑跑马赫数下的流场流线
Fig. 4 Streamline of different landing Mach number on flow field

流的阻挡效果增强,使得反推力气流对主流的切入深度减小,即反推力气流流向折转点与进气道唇口间的距离减小,从而使得反推力气流对发动机进气的加热效果增强,同时,在较小的滑跑马赫数下,进气道从四周吸气,部分气体绕进气道唇口进入发动机,气动加热效果明显,导致风扇进口截面的总温最大值($T_{\max}$)逐渐增大(如图 6),而后随

着滑跑马赫数的进一步增加,重吸入现象消失,进气道唇口绕流的情况逐渐的到改善,风扇进口截面的总温逐渐降低且趋于均匀,而进一步增加的来流速度也使得风扇进口截面的平均总温略有增大.分别计算不同滑跑马赫数下的进气道对反推力气流的重吸入特性参数,结果如图 7 所示,可以看到,随着滑跑马赫数的增加,进气道对反推力气流的重吸入特征参数逐渐减低,在滑跑马赫数为 0.12 以后逐渐趋于稳定.

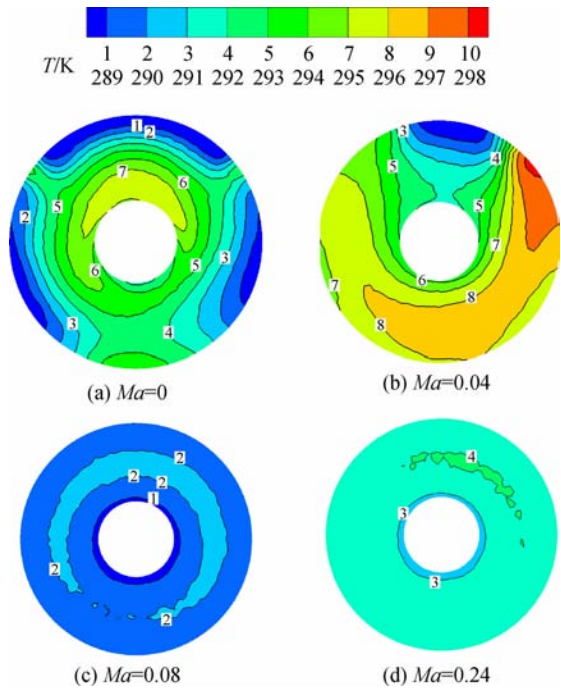


图 5 不同滑跑马赫数下风扇进口截面总温分布云图
Fig. 5 Contours of total temperature on the fan intake with different landing Mach numbers

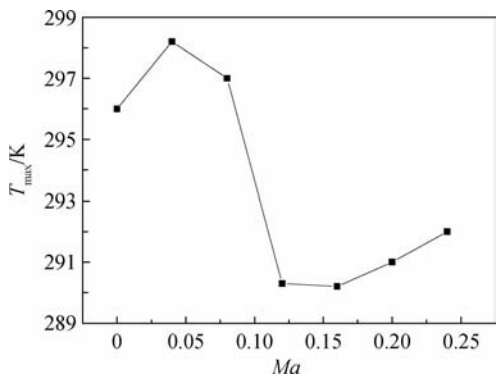


图 6 滑跑马赫数对进气总温最大值的影响
Fig. 6 Influence of landing Mach number on the max total temperature

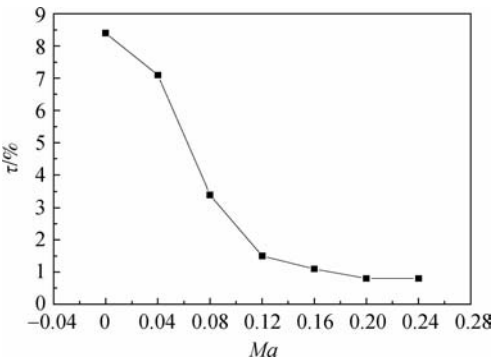


图 7 滑跑马赫数对重吸入特性的影响

Fig. 7 Influence of landing Mach number on re-ingestion characteristics

2.2 侧风对重吸入特性的影响

图 8 显示了不同侧风速度(V_c)与滑跑马赫数的组合条件下的流场流线. 可以看到, 当滑跑马赫数为 0.08, 侧风速度为 10 m/s (20 节) 时, 反推力气流离开叶栅通道继续向斜前方切入一定距离后, 在来流与侧风相互作用下向斜后方流去, 该工况下进气道对反推力气流不存在再吸入现象; 不改变滑跑马赫数, 增加侧风速度到 20 m/s (40 节), 可以看到, 左侧(侧风来流侧)第 4 叶栅单元的反推力气流大部分被进气道再吸入, 仅有小部分与前 3 个叶栅单元的反推力气流交织在一起, 向斜前方排出; 且第 5 叶栅单元也有少量反推力气流被进气道吸入, 而左侧冲击地面的反推力气流在来流和侧风的影响下离开地面后经过发动机机腹下流向发动机斜后方; 提高滑跑马赫数到 0.10, 保持侧风速度为 20 m/s (40 节), 得到图 8 (c) 的流场流线, 可以看到, 尽管提高了滑跑马赫数, 进气道对反推力气流的再吸入依然没有消失, 左侧第 4 叶栅单元、第 5 叶栅单元的反推力气流被进气道再吸入; 进一步提高滑跑马赫数到 0.12, 保持侧风速度为 20 m/s (40 节), 得到图 8 (d) 所示流场流线图, 可以看到进气道对反推力气流的再吸入已经消失, 反推力气流在来流与侧风的作用下向发动机右后方流去; 保持滑跑马赫数为 0.12, 提高侧风速度到 30 m/s (60 节), 其流场流线如图 8 (e) 所示, 相对于侧风速度为 20 m/s (40 节) 时, 其流场流线分布并没有太大的改变, 依然未出现再吸入现象. 因此, 在飞机安全降着陆规定的整个侧风环境范围内, 考虑到进气道对反推力气流的再吸入问题, 认为截止使用反推力装置的最低滑跑马赫数约为 0.12, 在侧风较小时, 可以适当调整.

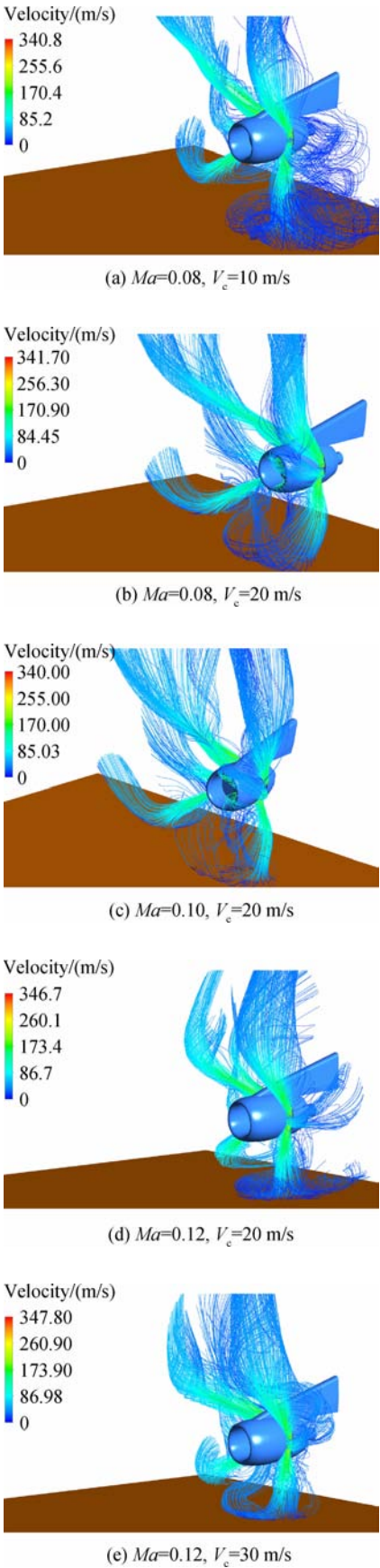


图 8 侧风环境下的流线
Fig. 8 Streamline in crosswind

图 9 显示了不同侧风速度环境下的风扇进口截面的总温分布. 可以看到, 进气道对反推力气流的重吸入使得风扇进口截面局部总温升高. 存在重吸入的滑跑马赫数范围内, 侧风速度不变时, 随着滑跑马赫数的增加, 进气道来流所具有的动能增大, 在其阻挡作用下, 被进气道重吸入的反推力气流更为集中, 重吸入反推力气流与进气流体间的掺混换热效果减弱, 且其与进气道壁面间的气动加热效果更加明显, 相对于较小滑跑马赫数时, 这部分反推力气流所具有的总温更高, 从而导致风扇进口截面的高温区范围减小而总温最大值增加, 重吸入特征参数值增大, 超过了重吸入特征参数值的允许值(10%), 具体数值如表 1 所示; 而在无重吸入现象时, 侧风速度的增大会导致进气道进气方向与发动机轴线所成的夹角增大, 进气流

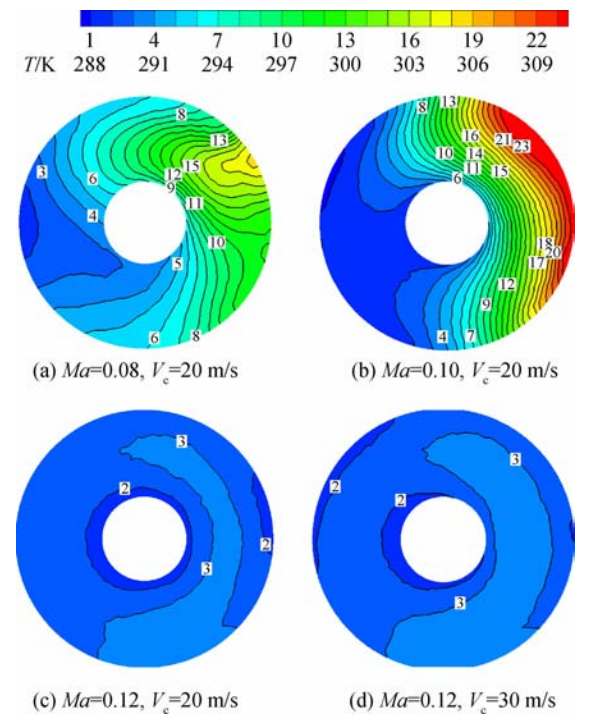


图 9 风扇进口截面总温分布云图
Fig. 9 Contours of total temperature on the fan intake

表 1 不同侧风速度、滑跑马赫数下的重吸入特征参数值
Table 1 Re-ingestion parameter with different crosswind speeds and landing Mach numbers

Ma	$\tau/\%$		
	$V_c=10\text{ m/s}$	$V_c=20\text{ m/s}$	$V_c=30\text{ m/s}$
0.08	8.6	24.0	17.7
0.10	19.8	41.4	26.3
0.12	2.2	2.3	2.5

体与进气道唇口间的气动加热效果增强, 从而使得风扇进口截面邻近侧风来流侧的总温略高, 但是, 由于进气来流速度相对较小, 气动加热所引起的总温变化不大, 由此导致的总温畸变非常小, 在规定允许的范围内. 对比没有侧风时的计算结果, 可以看到, 侧风的存在使得反推力装置关闭的临界滑跑马赫数从 0.08 提高到 0.12.

2.3 发动机排气流量对临界滑跑马赫数的影响

在不改变发动机尺寸、外形的条件下, 通过改变发动机外涵吸入空气的流量, 也就是改变发动机功率状态, 研究发动机排气流量(W_b)对临界滑跑马赫数(Ma_c)的影响, 如图 10 所示. 可以发现, 随着发动机功率状态的降低, 也就是发动机外涵流量、风扇进口流量均减少, 在发动机尺寸不变的情况下, 发动机外涵反推力气流排气流量减小, 反推力气流所具有的动量急剧减小, 从而使得改变反推力气流运动方向所需要的来流动量减少, 因此临界滑跑马赫数也在减小, 在外涵质量流量减少到 165 kg/s 时, 临界滑跑马赫数已经减小到 0.04.

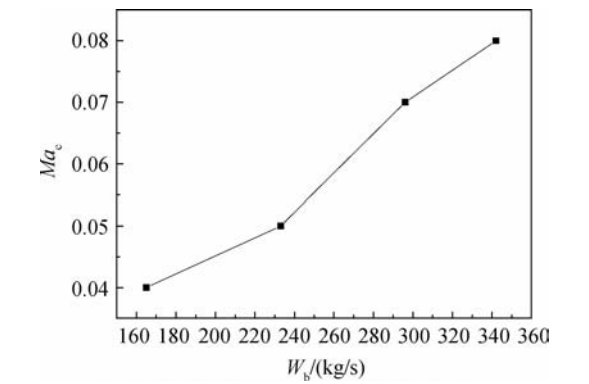


图 10 排气流量对临界滑跑马赫数的影响
Fig. 10 Influence of exhaust flow rate on critical landing Mach number

3 结 论

本文通过对单台发动机在不同滑跑马赫数、侧风速度下反推力装置完全开启状态进行数值模拟, 分析了发动机风扇进口的总温畸变, 用重吸入特征参数评价了发动机在不同状态下反推力装置能够允许工作的临界滑跑马赫数.

1) 叶栅式反推力装置的气动设计是个复杂的工程问题, 数值模拟是揭示反推力气流流动特征和合理评估反推力装置关键性能参数的有效手段之一.

2) 在没有侧风的环境中,随着滑跑马赫数的增加,进气道对反推力气流的重吸入现象逐渐减小,当滑跑马赫数达到 0.08 时,重吸入现象消失;重吸入特征参数值随着滑跑马赫数的增加而减小,在无重吸入现象时,反推力气流对进气道出口气流均匀性影响较小。

3) 在侧风环境中,侧风使得进气道进气与发动机轴线成一角度,从而导致风扇进口截面的总温畸变增大,畸变区域在侧风来流一侧,重吸入特征参数值随着侧风速度的增加而增大,反推力装置关闭的临界滑跑马赫数从不存在侧风时的 0.08 提高到 0.12。

4) 临界滑跑马赫数随着发动机功率状态的降低而减小,在外涵质量流量减少到 165 kg/s 时,临界滑跑马赫数减小到 0.04。

参考文献:

[1] Yetter J A. Why doairlines want and use thrust reversers? [R]. NASA TM95-109158,1995.

[2] Colley R H,Sutton J M D. Thrust reversers for civil STOL aircraft[R]. SAE Technical Paper 730358,1973.

[3] 刘大响. 进排气系统/航空发动机设计手册:第 7 册[M]. 北京:航空工业出版社,2000.

[4] Trapp L G,Oliveira G L. Aircraft thrust reverser cascade configuration evolution through CFD [R]. AIAA-2003-723,2003.

[5] 何艳,刘友宏. 稠度和压比对叶栅反推器叶片反推性能的影响[J]. 航空发动机,2010,36(2):15-21

HE Yan,LIU Youhong. Effect of blade solidity and pressure ratio on cascade thrust reverser performance [J]. Aeroengine,2010,36(2):15-21. (in Chinese)

[6] Butterfield J, Yao H, Benard E, et al. Investigation of weight reduction in a thrust reverser cascade using aerodynamic and structural integration [R]. AIAA-2003-1576, 2003.

[7] 谢业平,王强,邵万仁,等. 叶栅式反推力装置阻流门运动规律对气动性能的影响[J]. 航空动力学报,2010,25(6): 1297-1302.

XIE Yeping, WANG Qiang, SHAO Wanren, et al. Effect of kinetic mechanism of blocker doors on aerodynamic performance for a cascade thrust reverser[J]. Journal of Aerospace Power,2010,25(6):1297-1302. (in Chinese)

[8] 靳宝林,邢伟红,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(4):49-52.

JIN Baolin,XING Weihong,LIU Dianchun. Thrust reversers of aircraft/engine propulsion system[J]. Aeroengine, 2004,30(4):49-52. (in Chinese)

[9] 刘长福. 航空发动机构造[M]. 北京:国防工业出版社, 1989.

[10] 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]//中国航空学会第七届动力年会论文集. 深圳:中国航空学会,2007:1-7.

[11] 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.

[12] 廉筱纯,吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,2006.

[13] 唐伟,刘启国,汪东. 军用反推力装置通用规范技术要素的确定[J]. 航空标准化与质量,2013,10(5):7-10,18.

[14] 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)

[15] John H P,Fred W S,Jack G M. Summary of scale-model thrust reverser investigation[R]. NACA TN 1956-1314, 1956.

[16] 单勇,沈锡钢,张靖周,等. 叶栅参数对反推力装置气动性能影响规律[J]. 中国民航大学学报,2010,6(3):10-14.

SHAN Yong,SHEN Xigang,ZHANG Jingzhou,et al. Numerical study for the effects of cascade geometry parameters on cascade-type thrust reverser performance[J]. Journal of Civil Aviation University of China,2010,6(3):10-14. (in Chinese)

[17] 张国栋,王强. 主要几何参数对叶栅式反推力装置性能的影响[J]. 航空动力学报,2012,27(1):146-151.

ZHANG Guodong, WANG Qiang. Influence of cascade configuration on aerodynamic performance of a cascade thrust reverser[J]. Journal of Aerospace Power,2012,27(1):146-151. (in Chinese)

[18] 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 characteristic off civil aircraft[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012,26(5):31-35. (in Chinese)

(编辑:叶 青)