# 横向侧风及反推气流对安装状态下发动机 进口流场影响的数值研究

# 代小强,张云,黄强,谢兰川

(西南技术工程研究所,重庆 400039)

摘要:目的 探究横向侧风及反推气流对大涵道比涡扇发动机进口流场的影响。方法 采用 CFD 手段模拟飞 机滑跑着陆过程中反推力装置打开后的全机三维流场,获得不同横向侧风风速下反推气流的扰流流场细节。 结果 相对来流马赫数越小,反推气流越容易被发动机吸入,横向侧风风速的增加,进一步加大了被发动机 吸入的可能性。在侧风的作用下,反推气流对远离侧风来流一侧的两台发动机影响更严重,随着横向侧风 风速的增大,远离侧风来流一侧的发动机进口截面上的周向总压畸变和总温畸变程度基本上是逐渐增大的, 其中最大值约变为平均值的 4 倍。结论 通过研究获得的飞机受到侧风时的反推状态下发动机进口流场细节 及流场畸变情况可以为飞机进气畸变实验工作奠定技术基础。 关键词:大涵道比涡扇发动机;反推力装置;横向侧风;数值模拟;总压畸变 DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2020.11.014

中图分类号: V231 文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2020)11-0090-06

# Numerical Investigation on Influence of Vertical Crosswind and Reverser Flow to Engine Inlet Flow Field under Installation

DAI Xiao-qiang, ZHANG Yun, HUANG Qiang, XIE Lan-chuan

(Southwest Technology and Engineering Research Institute, Chongqing 400039, China)

**ABSTRACT:** The work aims to investigate the influence of vertical crosswind and reverser flow on the inlet flow field of high bypass ratio turbofan engine. Computational fluid dynamics (CFD) technology was used to simulate the 3D flow field of the whole aircraft after the thrust reverser is opened during landing. The detailed flow field information of the reverser flow under different vertical crosswind speeds during the landing process of the aircraft was obtained. The smaller the relative flow Mach number, the easier the reverser flow was ingested by the engine. The increase of the crosswind speed further increased the possibility of being sucked by the engine. Under the action of crosswind, the two engines far from the side of the crosswind were more seriously affected by the reverser flow. As the crosswind speed increased, the circumferential total pressure distortion and total temperature distortion of the engine inlet section away from the side of the crosswind was gradually increasing. The maximum total pressure distortion became about 4 times the average value. The details of engine inlet flow field and the distortion of aircraft under reverse thrust conditions and crosswind can lay a technical foundation for distortion experiment of aircraft.

**KEY WORDS:** high bypass ratio turbofan engine; thrust reverser; vertical crosswind; numerical simulation; total pressure distortion

Biography: DAI Xiao-qiang (1990-), Male, Master, Research focus: gas dynamics.

收稿日期: 2020-05-25; 修订日期: 2020-07-06

Received: 2020-05-25; Revised: 2020-07-06

作者简介:代小强(1990—),男,硕士,主要研究方向为气体动力学。

为了缩短大型飞机降落时的滑跑距离和减少由 于飞机起落架制动器的过度加热而增加的地面周转 时间,反推力装置已经在装配大涵道比涡扇发动机的 军、民用大型飞机上得到了广泛应用<sup>[1-2]</sup>。飞机在着 陆触地的时刻打开其反推力装置,通过改变发动机外 涵道出口的喷流方向,使气体喷向发动机前方,产生 反推力,从而达到更快减速的目的<sup>[3-6]</sup>。

风是影响飞机起飞和着陆滑跑的最不利的环境 因素之一,常常会造成机体涡流的剥离、进气道气流 的分离以及地面涡流,影响发动机的进口流场<sup>[7]</sup>。反 推力装置打开后,反推气流会对飞机飞行产生一些不 利的影响。如飞机发动机重吸入反推气流,引起发动 机的进气畸变,最终影响发动机的气动稳定性;由于 反推气流产生的强涡流导致地面的异物被卷吸入到 进气道中,从而损坏发动机<sup>[8]</sup>。为了避免由侧风和反 推气流共同作用造成的发动机稳定裕度的降低甚至 失稳现象的出现,很有必要了解飞机在滑跑着陆的过 程中侧风与反推气流对发动机进口流场的综合影响 情况。风洞吹风测试试验是研究气流运动规律的有效 手段,但在试验时面临着重重困难,首先很难解决模 型缩放以及测量的准确性问题;其次,风洞吹风试验 的成本高、周期长, 难以实现全流场参数的测量。随 着 CFD 技术的发展, CFD 分析方法可以有效克服实 验测量的一些困难,降低研制的风险,变得更加经济、 高效。Secareanu 等<sup>[9]</sup>采用数值模拟的方法研究了不同 滑跑速度下反推气流和地面的相互作用,获得了反推 气流被发动机重吸入的临界滑跑速度,与试验结果吻 合。朱彦伟等人[10]研究了不同方向侧风下尾吊式布局 发动机的稳定性,发现当侧风方向为230°时,所监测 参数的不稳定性最强烈。刘凯礼等<sup>[11]</sup>采用 CFD 数值 模拟方法对大涵道比涡扇发动机在侧风状态下的流 场畸变进行了研究。Trapp等<sup>[12]</sup>采用 CFD 方法对某民 机降落滑跑过程进行了研究,获得了反推气流对发 动机的影响情况,并用试验结果来验证计算结果的 可靠性。Qian ruizhan 等<sup>[13]</sup>采用数值模拟的方法获得 了某支线飞机反推装置打开后的反推气流扰流流 场。目前国内外的研究人员针对侧风对发动机进气 道、地面涡的形成和反推气流对发动机进口流场影 响的研究较多,而侧风和反推气流都会对大涵道比 涡扇发动机进口流场产生影响,针对二者综合作用 影响的研究较少,因此文中采用 CFD 技术开展了飞 机整机模型在横向侧风状态下反推气流扰流流场的 数值模拟研究。

# 1 物理模型及网格划分

研究的对象为某大型运输机,采用的是翼-身-尾-短舱全机着陆翼吊布局结构,装配有4台发动机,每 侧机翼上各装两台,构型主要部件包括飞机机身、机 翼、襟翼、垂直尾翼、水平尾翼、短舱等,发动机的 外涵道出口安装有叶栅式反推力装置。由于在对飞机 整机模型下的横向侧风及反推气流扰流流场的全三 维数值模拟时,网格量巨大,计算时间长。为了节省 计算资源,在计算时,不再对每台发动机内部和反推 力装置内部进行建模和网格划分,不研究反推力装置 内部的流动细节,只是反推力装置出口截面作为计算 域的一个进口边界,给定该边界上的进口参数。采用 CATIA 软件进行建模,构建了整个大型运输机的物理 模型如图 1 所示。



图 1 飞机模型 Fig.1 Model of plane

整个模型的计算域为一个长方体区域,其轴向 长大约是飞机长度的 13 倍,前方进口到飞机头部的 距离大约是飞机长度的 5 倍,计算域的宽和高均约 为 5 倍飞机长度。由于计算对象的外形十分复杂, 因而网格类型采用的是四面体非结构化网格。计算 域内网格的最大尺度设定为 8192 mm,同时还在飞 机处设置了一个长方体加密区,其宽为 120 m,高 为 60 m,长为 150 m,网格的尺度最大为 2048 mm。 在进气道壁面设置了边界层网格,首层网格高度设 为 0.2 mm,增长因子为 1.2,共设 15 层网格。最终 网格总量约为 3500 万,飞机/发动机一体化流场网 格如图 2 所示。



图 2 飞机/发动机一体化计算时的网格 Fig.2 Mesh for integrated aircraft and engine calculation

#### 2 计算方法及算例验证

文中模拟了飞机在 2 km 海拔高度以不同马赫数 滑跑时,不同风速的横向(90°)侧风情况下的反推 气流扰流流场,流场求解采用 FLUENT 软件,采用 的湍流模型是 $k-\varepsilon$ 模型。飞机在着陆滑跑的过程中, 遭遇侧风是难以避免的, 民航飞行条例规定, 若机场 侧风大于 35 m/s 时,为保证飞机降落时的安全,将 不允许飞机降落。文中计算的横向侧风速度分别为5、 10、15、20、25、30 m/s,风向及发动机位置如图 3 所示。飞机顺航向的左侧为横向侧风的来流方向,发 动机从侧风来流一侧依次标号为#1、#2、#3、#4。计 算时的边界条件给定如下:选择顺航向计算域的左边 界作为模拟侧风来流的进口边界,给定侧风来流速 度,顺航向的前方计算域的外边界给定飞机的飞行速 度,其他的外边界均为远场边界;计算域的下边界是 地面,设为固壁面,给定飞机的飞行速度;发动机进 口设为出口边界,给定相应状态下发动机的吸入流 量,反推力装置的出口截面设定为进口边界条件,给 定气流速度和总温;内涵喷管的进口截面采用进口边 界,给定相应工作状态下的气流流量和总温。



Fig.3 Sketch of wind direction and engine position

为了验证文中所采用的数值模拟方法的可靠性, 选用的验证模型是由德国宇航公司设计的 DLR-F6 翼 身-发动机舱和挂架模型(简称 WBNP)。该模型机身



Sketch of pressure coefficient distribution Fig.6

长为 1.192 m, 平均气动弦长为 0.1412 m, 机翼半展 长为 0.5877 m, 展弦比为 9.5, 渐缩比为 0.3, 前缘后 掠角为 27.1°, DLR-F6 翼身组合体模型的试验数据可 靠性高,可以用来进行对比验证<sup>[14]</sup>。

在进行数值模拟计算时,只对飞机模型的1/2开 展数值模拟计算。模型采用同样的四面体非结构网格 进行划分,壁面处设置的首层网格高度为 0.01 mm, 网格增长因子为 1.2, 网格总量约为 460 万, DLR-F6 WBNP 模型表面网格如图 4 所示。

计算工况为设计的巡航条件,来流马赫数 Ma=0.75, 来流迎风角为 0.49°。选取了机翼上 2 个展 向站位 (y/b 分别为 0.239、0.638, 如图 5 所示) 压 力系数分布的计算值与试验结果,选用的试验数据来 自文献[15]。图 6 给出了对比结果,由图 6 可知,数 值模拟得到的结果很好地吻合试验值,说明仿真的结 果是可靠的。



图 4 DLR-F6 WBNP 模型表面网格 Fig.4 Surface mesh of DLR-F6 WBNP model



图 5 DLR-F6 机翼表面不同站位 Fig.5 Different positions of DLR-F6 wing surface

1

### 3 结果及分析

飞机滑跑马赫数为 0.1 时,在不同速度的横向侧 风下,计算反推气流扰流流场得到的反推气流流线分 布以及地面温度分布情况如图 7 所示。由图 7 可知, 反推气流在前方相对来流的影响下拐向下游,同时又 在侧风的作用下,再次改变流向,从而偏向远离侧风 来流一侧。随着侧风速度的增加,反推气流对靠近侧 风来流一侧的影响范围在逐渐减小,这也可以从地面 高温区的范围大小判断出来。在靠近侧风来流一侧的 发动机喷出的反推气流会更容易打在飞机机身上,甚 至绕过机身,对机身的冲击力也越大。滑跑速度为 0.1 Ma时,出现了发动机重吸入反推气流的情况,随 着侧风速度的进一步增大,反推气流流线会发生更大 幅度的偏转,会严重影响远离侧风来流一侧的两台发 动机的进口流场,导致远离侧风来流一侧的发动机重 吸入反推气流的可能性更大。因此侧风的速度越大, 反推气流对进口流场的影响越大。

飞机滑跑马赫数 Ma=0.05 时,在不同速度的横向侧风下,计算反推气流扰流流场得到的反推气流流线 分布以及地面温度分布情况如图 8 所示。对比分析图 7 和图 8 可知,随着飞机滑跑马赫数的减小,前方来







d v=20 m/s

e v=25 m/s

f v=30 m/s

图 8 Ma=0.05 时不同风速侧风下计算得到的反推气流流线及地面温度分布 Fig.8 Distributions of reverser flow streamline and temperature on the ground at Ma=0.05

流对反推气流的影响减小,这样反推气流流线拐向下 游的曲率半径增大,反推气流的对流场影响的范围扩 大。在侧风的影响下,反推气流向远离侧风来流一侧 的偏转幅度增大。此时更容易影响远离侧风来流一侧 发动机的进口流场。分析飞机滑跑马赫数从 0.1 减小 到 0.05 的过程可知, 横向侧风对反推气流的影响增 大,导致反推气流偏转的幅度更大。滑跑速度相同的 情况下,当侧风速度小于 10 m/s 时,反推气流喷向 发动机的四周,发生偏转的幅度较小。随着侧风速度 的增大,反推气流会发生更大幅度的偏转,从而对远 离侧风来流一侧两台发动机的进口流场的影响更大, 发动机会大量地重吸入反推气流。当侧风速度大于 20 m/s 时,反推气流发生偏转的角度接近 90°,气流 会从飞机机身的一边横穿至另一边,严重干扰了机身 另一侧两台发动机的进口流场, 增大了发动机进口流 场的不均匀性。

滑跑马赫数为 0.05 时,四台发动机周向总压畸变 指数随横向侧风速度的变化曲线如图 9 所示。可以看 出,在计算的侧风风速下,随着侧风风速的增大,#1 和#2 发动机进口截面的周向总压畸变指数基本上呈现 出先减小后增大的趋势,在侧风风速为 20 m/s 时达到 最小。#3 和#4 发动机进口截面上的周向总压畸变指数 基本上随着侧风风速的增大而增大。从进气畸变程度来 看,滑跑马赫数较小时,较大的侧风风速对发动机进口 流场影响较大。



Fig.9 Change of circumferential total pressure distortion index with crosswind speed at *Ma*=0.05

滑跑马赫数为 0.05 时,四台发动机进口截面上 周向总温畸变指数随侧风风速的变化曲线如图 10 所 示。可以看出,在计算的侧风风速下,#3 发动机进 口截面的周向总温畸变指数随着侧风风速的逐渐增 大而增大,但侧风速度的影响不大;#1、#2 和#4 这 三台发动机进口截面的周向总温畸变指数随着侧风 风速的增大呈现出先增大后减小的情况。总体上来 看,当风速在 10~25 m/s 范围内时,#1 和#4 发动机 进口截面的周向总温畸变指数受侧风风速变化的影 响较大;#2 发动机进口截面的周向总温畸变指数在 风速为 20 m/s 时达到了最大,其余风速影响都较小。 说明#1 和#4 发动机的进口流场容易受到侧风的影 响,这是因为#1、#4 发动机分别安装于#2、#3 发动 机的下游位置,下游发动机容易重吸入上游发动机产 生的反推气流,引起进口截面上的总温畸变。



Fig.10 Variation curve of circumferential total temperature distortion index with crosswind speed at *Ma*=0.05

## 4 结论

通过数值模拟的方法对不同滑跑马赫数下、不同 风速的横向侧风及反推气流对飞/发一体化下的发动 机进口流场的影响进行了研究,得到了以下结论。

1)飞机滑跑马赫数越小,反推气流越容易被发 动机重吸入,随着横向侧风风速的增加,进一步增大 了反推气流被发动机吸入的可能性。当滑跑马赫数为 0.1 时,远离侧风来流一侧的两台发动机出现了反推 气流被吸入的现象。随着侧风风速的越来越大,吸入 的反推气流越多。当滑跑马赫数为 0.05 时,横向侧 风和反推气流的综合作用对发动机的进口流场的影 响最严重,特别是在横向侧风风速较大的情况下,远 离侧风来流一侧的两台发动机被反推气流完全包裹 住,造成了大量的反推气流被发动机重吸入,从而使 发动机进口截面的周向总压畸变指数增大。在滑跑马 赫数和侧风风速都较小时,反推气流对发动机进口区 域的影响范围更大。

2)存在横向侧风的情况下,远离侧风来流一侧的两台发动机受到反推气流的影响更加严重,且随着侧风风速的增大,发动机进口截面的周向总压畸变和总温畸变程度也随之增大,最大值约为平均值的4倍,出现了显著的增大,可能使发动机处于不稳定工况。

### 参考文献:

- FERNANDO O A, SANDRO B F, SILVA L F F. Study of the Influence of Aircraft Geometry on the Computed Flowfield During Thrust Reversers Operation[C]// 24<sup>th</sup> Applied Aerodynamics Conference. San Francisco: AIAA, 2006.
- [2] 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): 48-52.
   JIN Bao-lin, XING Wei-hong, LIU Dian-chun. Thrust Reversers of Aircraft/Engine Propulsion System[J]. Aeroengine, 2004, 30(4): 48-52.
- [3] 王志强, 沈锡钢, 胡骏, 等. 反推气流对发动机进口流 场影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2016, 31(4):
   918-926.
   WANG Zhi-qiang, SHEN Xi-ang, HU Jun, et al. Numeri-

cal Investigation on Influence of Reverser Flow to Engine Inlet Flow Field[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(4): 918-926.

- [4] CHEN Chuck. Computational Procedures for Complex Three-dimensional Geometries Including Thrust Reverser Effluxes and APUs[C]. 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Salt Lake City, UT: AIAA, 2001.
- [5] 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 and Astronautics, 2014
- [6] 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 Zhuo-yi, LIAO Zhen-rong, QIAN Rui-zhan. Civil Aircraft Thrust Reverser Cascade Configuration and Airplane Integration Evaluation Through CFD[J]. Physics of
- [7] TRAPP L G, GIRARDI R M. Crosswind Effects on Engine Inlets: The Inlet Vortex[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(2): 577-590.

gases, 2016, 1(6): 50-55.

- [8] 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(2): 1-11. WANG Zhi-qiang, SHEN Xi-ang, HU Jun, et al. Prediction and Evaluation of Aerodynamic Stability of High Bypass Ratio Turbofan Engine under Thrust Reverser Deployed Condition[J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2017(2): 1-11.
- [9] SECAREANU A, MOROIANU D, KARLSSON A, et al. Experimental and Numerical Study of Ground Vortex Interaction in an Air-intake[C]// 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: AIAA, 2003.
- [10] 朱彦伟,曹高峰,刘旭东. 侧风对某发动机工作参数稳 定性影响的监控及分析[J]. 航空发动机. 2013, 39-83. ZHU Yan-wei, CAO Gao-feng, LIU Xu-dong. Monitoring and Analysis of Influence of Crosswind on an Engine Stability[J]. Aeroengine, 2013, 39(2): 80-83.
- [11] 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, 30(2): 289-296.
  LIU Kai-li, SUN Yi-feng, ZHONG Yuan, et al. Research on Inlet Distortion under Crosswind for Civil Aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(2): 289-296.
- [12] TRAPP L G, OLIVEIRA G L. Aircraft Thrust Reverser Cascade Configuration Evaluation Through CFD[C]// 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: AIAA, 2005.
- [13] RUIZHAN Q, ZIQIANG Z, ZHUOYI D. Thrust Reverser Optimization for Safety with CFD[J]. Procedia Engineering, 2011, 17: 595-602.
- [14] JOHN C V, MARK A D, RIVERS S M, et al. Development of a Common Research Model for Applied CFD Validation Studies[C]// 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Honolulu, Hawaii: AIAA, 2008.
- [15] 郑秋亚, 刘三阳, 周天孝. DLR-F6 翼身组合体跨声速 阻力计算[J]. 西安交通大学学报, 2010, 44(9): 115-121. ZHENG Qiu-ya, LIU San-yang, ZHOU Tian-xiao. Transonic Drag Computation Around DLR-F6 Wing Body Configurations[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2010, 44(9): 115-121.