

反推气流对发动机进口流场影响的数值研究

王志强^{1,2}, 沈锡钢², 胡 骏¹, 高 翔¹, 刘立平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)

摘 要: 通过求解三维雷诺平均的 Navier-Stokes (N-S) 方程, 获得了某大型运输机降落滑跑过程中, 在不同滑跑速度下的反推气流扰流流场细节. 单台发动机反推气流扰流流场的计算结果表明, 在任何状态下, 反推气流都不会被发动机重新吸入. 飞机/发动机一体化计算结果表明: 随着相对来流马赫数的减小, 反推气流被发动机重新吸入的可能性不断增大. 当相对来流马赫数减小到 0.1 时, 反推气流会被外侧发动机重新吸入, 此时, 发动机进口截面出现了明显的流场畸变, 周向稳态总压畸变指数增加明显. 当相对来流马赫数减小到 0.05 时, 两台发动机都会吸入反推气流. 当相对来流马赫数减小到 0 时, 反推气流没有被重新吸入发动机, 但是反推气流会干扰吸入发动机的自由流, 降低自由流的总压, 从而也会造成发动机进口的流场畸变.

关 键 词: 大型运输机; 大涵道比涡扇发动机; 反推力装置; 流场畸变; 流场计算
中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Numerical investigation on influence of reverser flow to engine inlet flow field

WANG Zhi-qiang^{1,2}, SHEN Xi-gang², HU Jun¹,
GAO Xiang¹, LIU Li-ping²

(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)

Abstract: By solving the three-dimensional Reynolds averaged Navier-Stokes (N-S) equations, the detailed flow field information of the reverser flow was obtained under different taxiing-velocity conditions during the landing process of a large transport aircraft. The single engine calculation shows that in no case the reverser flow will be re-ingested by the engine. The aircraft/engine integrated calculation indicates that with the decrease of relative wind Mach number, the possibility of the reverser flow being re-ingested by engine keeps increasing. When the relative wind Mach number decreases to 0.1, the reverser flow is re-ingested by the outboard engine. Meanwhile, the inlet flow field of the engine is distorted, and the circumferential steady total pressure distortion coefficient increases obviously. When the relative wind Mach number decreases to 0.05, the reverser flow is re-ingested by both the

outboard and inboard engines. When the relative wind Mach number decreases to 0, the reverser flow is not re-ingested. But the reverser flow hinders the free flow and reduces the total pressure of the free flow ingested by the engines, finally causing the inlet flow field distortion of the engine.

Key words: large transport aircraft; high bypass ratio turbofan engine; thrust reverser; flow field distortion; flow field calculation

航空发动机作为飞机的“心脏”,在不同飞行状况下确保其稳定工作是实现飞机高安全性和高可靠性的必要保障^[1].在获取航空发动机适航许可证时,航空发动机的气动稳定性,即喘振和旋转失速特性是必须完成的一项考核内容.

目前,我国无论是在军用运输机还是在民用大飞机的项目中,都在全力推进大涵道比涡扇发动机的研制.该类型发动机的最大特点就是长寿命、高可靠性,因此气动稳定性问题必然是大涵道比涡扇发动机研制能否成功的关键问题^[2-3].

在大涵道比涡扇发动机中,有一类较为特殊的机构,就是反推力装置.所谓反推力装置是指能使得大涵道比涡扇发动机中正常气流流动方向发生大于 90° 的折转,从而在与正常推力相反的方向上产生推力分量,达到使飞机减速目的的一套机构.反推力装置被航空界公认为是大涵道比涡扇发动机排气系统的常设部件,可以显著缩短大型飞机的着陆滑跑距离,并可以用于紧急停止滑跑起飞和着陆不成功时的迅速复飞^[4-7].

但是,同其他事物一样,反推力装置的存在也是有利弊的.反推力装置的存在会增加航空发动机的质量和耗油率,缩短飞机的航程.另外,反推力装置打开后,喷出的反推气流会对飞机的正常降落滑跑过程造成潜在的威胁,主要表现为:反推气流对飞机机身和机翼的冲击增加了飞机操控的难度;反推气流吹起的地面杂物被航空发动机吸入,造成航空发动机的叶片损伤;还有就是反推气流被航空发动机再吸入,造成航空发动机的进口流场畸变,导致航空发动机进入旋转失速或喘振的不稳定工况,从而对飞行安全造成严重威胁^[6,8].因此,为了避免由反推气流引起的航空发动机气动失稳现象的出现,必须掌握在飞机降落滑跑过程中,反推气流的运动规律及其对航空发动机进口流场的影响.

风洞吹风试验是研究气流运动规律的一个有效手段,但由于反推气流的运动会受到飞机的机身、机翼、地面、相对来流以及航空发动机的抽吸作用的影响,因此采用试验手段研究反推气流的

扰流特性是非常困难的,必须发展专门的试验技术^[9-11],但试验的成本高、周期长,而且试验通常只能在飞机和航空发动机研制阶段的后期才能开展,一旦在试验中发现问题的,必将严重影响飞机和航空发动机的研制进度.此外,试验时还存在模型缩放的精度以及无法实现全流场参数测量等问题^[12].

随着 CFD 技术的发展,这些问题将得到解决.20 世纪 90 年代末,Strash 等^[13]通过求解 Euler 方程获得了航空发动机安装状态下的反推气流三维扰流流场.随后,波音公司的 Chen^[12]介绍了针对某装配两台大涵道比涡扇发动机的运输机在降落滑跑过程中,叶栅式反推力装置打开的状态下,通过采用全三维黏性流场数值模拟技术获得反推气流扰流流场细节的方法.Trapp 等^[8]采用全三维黏性流场计算的方法获得了某民用飞机降落滑跑过程中的反推气流扰流流场细节,并且通过与试验结果的比较,验证了计算结果的可靠性.De Andrade 等^[14]采用全三维 CFD 数值模拟的方法研究了飞机降落滑跑过程中,飞机几何建模的精细程度对反推气流扰流流场计算结果的影响.结果表明:当飞机滑跑速度较小时,飞机几何建模的精细程度对反推气流的扰流流场影响不大;当滑跑速度较大时,其影响也逐渐增大.

国内,谢业平等^[15]采用二维 CFD 模拟的方法,研究了叶栅式反推力装置的阻流门运动规律对航空发动机气动性能的影响.单勇等^[16]采用非定常 CFD 方法,计算了某大涵道比涡扇发动机的叶栅式反推力装置打开过程中反推气流的运动特征.左志成等^[17]采用 CFD 手段模拟了某双发民用飞机着陆时反推力系统打开后的全机流场,获得了不同状态下航空发动机进口的总压畸变指数.QIAN Ruizhan 等^[18]通过全三维数值模拟获得了某民用支线飞机反推状态下反推气流扰流流场,为其今后的优化设计提供了数据支持.

为了研究飞机降落滑跑过程中,反推力装置打开后,反推气流对航空发动机进口流场的影响,本文以某装配 4 台大涵道比涡扇发动机(下文简

称发动机)的大型运输机为研究对象,采用 CFD 数值模拟技术,开展了单台发动机以及飞机整机(包括发动机和反推力装置)环境下的反推气流扰流流场的全三维数值模拟,获得了在飞机不同滑跑速度时的发动机进口流场畸变程度.为后期将要开展的反推状态下的发动机气动稳定性评定,奠定了重要的基础.

1 建模与网格划分

本文的研究对象为某大型运输机,其装配有 4 台发动机,两侧机翼上各装有两台.发动机的风扇外涵出口安装有一套叶栅式反推力装置,该反推力装置共由 14 块叶栅周向排列组成.

发动机安装状态的反推气流扰流流场计算需要对飞机、发动机以及反推力装置整体建模并划分网格,其所需的计算资源很大.为了节约计算资源,本文分两步开展反推气流扰流流场的数值模拟.首先,针对单台发动机开展反推状态下的三维流场计算,捕获气流在反推力装置中的流动细节,并获得反推力装置出口截面上的气流参数分布.然后,开展飞机/发动机一体化的反推气流扰流流场数值模拟,以期客观反映飞机的机身、机翼以及相邻发动机等因素对反推气流运动规律的影响,从而准确掌握反推气流对发动机进口流场的影响规律.在单台发动机计算时,由于忽略了周围机身和机翼的影响,计算得到的反推力装置出口截面上的流场参数分布会与实际情况存在一定的偏差,但是考虑到一方面这主要是势扰动的影响,而反推力装置出口截面与飞机机体的距离相对较远,这种势扰动对计算结果的影响很小,可以忽略;另一方面,由于本文计算的是一架安装 4 台发动机的大型运输机的反推气流扰流流场,如果飞机/发动机一体化计算时,每台发动机内部也划分网格的话,其网格数量是巨大的,对计算资源的要求将非常高.综合以上的考虑,本文将反推气流扰流流场的数值计算拆分成两步完成.

单台发动机反推气流扰流流场计算时,建模过程需进行适当简化,将发动机视为一个黑匣子,不模拟其内部的流动情况,只模拟反推力装置内部、进气道内部以及发动机外的流场细节.计算域设置为一个半圆柱区域,发动机(包括短舱和吊挂)位于圆柱体内部,半圆柱的中心面为地面,发动机与地面间的距离为发动机实际安装状态下的离地距离,计算域的轴向长度约为 10 倍发动机长度,计算域进口距离发动机进口约为 5.5 倍发动

机长度,外边界半径约为 14 倍发动机直径.

为了适应计算对象的复杂外形,计算域的网格划分采用了四面体非结构化形式,网格由 ICEM CFD 软件生成.计算域内最大网格尺度为 512 mm,反推力装置内部的最大网格尺度为 50 mm,叶栅通道内部的最大网格尺度为 2 mm.为了准确捕获反推气流在发动机周围的流动细节,沿发动机轴线设置了一个长为 10 m,直径为 4 m 的圆柱体加密区,加密区内的最大网格尺度为 256 mm,同时为了准确捕获反推气流被发动机吸入后造成的流场畸变程度,在进气道壁面附近划分了附面层网格,第 1 层网格高度为 0.2 mm,网格延展比为 1.3,网格层数为 15 层.单台发动机反推气流扰流流场数值模拟的总网格数量约为 1 900 万,其网格如图 1 所示,发动机和反推力装置表面的网格分别如图 2、图 3 所示.

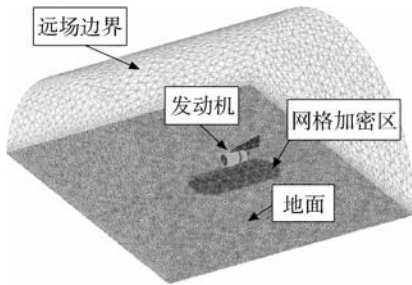


图 1 单台发动机流场计算网格
Fig. 1 Mesh for single engine flow field caculation

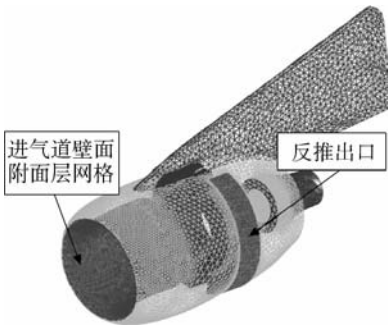


图 2 发动机表面网格
Fig. 2 Mesh on engine surface

飞机/发动机一体化反推气流扰流流场数值模拟计算模型的构建方法与单台发动机计算相似,不同之处是,将飞机的机身、机翼以及发动机的安装位置都建立在计算模型中,但对反推力装置内部不再进行建模和网格划分,将反推力装置出口截面作为计算域的一个进口边界.为了获得可靠的计算结果,应尽量精细地描述出飞机的几

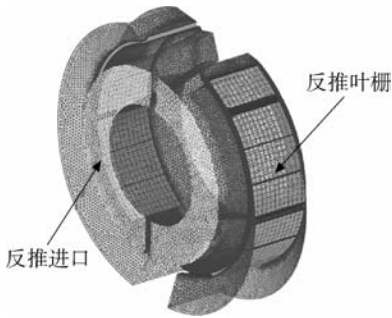


图 3 反推力装置表面网格

Fig. 3 Mesh on thrust reverser surface

何结构,飞机/发动机一体化的计算模型中包括了飞机的机身、机翼、襟翼、垂直尾翼以及水平尾翼等,还包括了发动机及其短舱和吊挂.为了模拟飞机降落滑跑时的实际几何特征,建模时将飞机的襟翼向下偏转了 25° .

飞机/发动机一体化反推气流扰流流场数值模拟的计算域为一个 $1/4$ 圆柱型区域.由于飞机是左右对称的,且发动机在飞机两侧机翼上也是对称安装的,为了节约计算资源,同时也是在参考了文献[12-14]的基础上,以中间对称面将飞机一分为二,只针对对称面一侧的飞机建立计算模型并划分网格.计算域的轴向长度约为 13 倍飞机长度,进口距离飞机头部约为 5 倍飞机长度,外边界半径约为 5 倍飞机长度.

计算域的网格划分也采用了四面体非结构化形式.计算域内最大网格尺度为 8192 mm.为了准确捕获反推气流在飞机以及发动机周围的流动细节,在飞机周围设置了一个长为 150 m,宽为 60 m,高为 60 m 的长方体加密区,加密区的最大网格尺度为 2048 mm.沿两台发动机的轴线都设置了一个与单台发动机计算相同的加密区.沿飞机机翼尾缘设置了一个长约为 15 m,直径为 4 m 的圆柱体加密区,加密区的最大网格尺度为 256 mm,同时为了准确捕获反推气流被发动机吸入后造成的流场畸变程度,在进气道壁面附近划分了附面层网格,网格参数与单台发动机计算相同.飞机/发动机一体化计算的网格如图 4 所示,总网格数量约为 1380 万.

文献[14]在进行飞机/发动机一体化的反推气流扰流流场计算时,对于最精细的几何结构进行模拟时,采用的网格数量为 500 万,文献[12]进行相关计算时,采用的网格数量为 628 万.可以看出本文计算时采用的网格数量是足够多的,是可以有效反映出主要流场细节的.

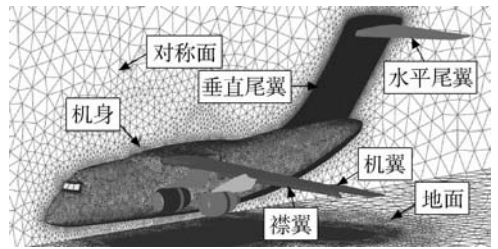


图 4 飞机/发动机一体化流场计算网格

Fig. 4 Mesh for aircraft/engine integrated flow field calculation

2 数值计算方法简介

本文针对飞机在 0 m 海拔高度降落时的不同滑跑速度状态开展了反推气流扰流流场的数值模拟研究.计算了滑跑马赫数 Ma (即相对来流马赫数)分别为 0.25, 0.2, 0.15, 0.1, 0.05, 0 共 6 个状态下的反推气流扰流流场.

流场求解采用了 CFX 软件,控制方程为雷诺平均的 N-S 方程,湍流模型为带壁面函数的 $k-\epsilon$ 模型.文献[13]通过与试验结果对比,验证了 4 种湍流模型,分别为 Spalart-Allmaras (S-A), $k-\epsilon$, $k-\omega$ shear-stress transport (SST) 模型以及 Reynolds stress model (RSM),在计算与反推气流扰流流场相似的横向射流流场时的可靠性,结果表明, $k-\epsilon$ 模型在可靠性和计算效率等方面的综合表现是最好的,文献[8, 12, 18]等相关计算也都采用了该模型,因此本文也采用了 $k-\epsilon$ 模型进行数值计算.

由于反推力装置作用时,飞机的滑跑速度也在不断变化,本文将飞机滑跑的每个瞬时状态,认为是一个准定常状态,采用定常方法求解每个状态的流场,通过求解多个滑跑速度下的定常流场,反映出反推气流扰流流场随飞机滑跑速度的变化趋势.

计算时的边界条件给定如下:计算域的外边界为远场边界,给定开放边界条件;计算域的下边界为固壁边界,用于模拟地面跑道,给定与飞机滑跑速度大小相同、方向相反的移动速度;发动机进口截面为出口边界,给定相应工作状态下发动机吸入的气流流量、总温以及速度方向;发动机内涵喷管进口为计算域的一个进口边界,给定相应工作状态下发动机内涵喷出的气流流量、总温和速度方向;单台发动机流场计算时,反推力装置进口作为计算域的一个进口边界,给定相应工作状态下流入反推力装置的气流流量、总温和速度方向;为了保证发动机内部流量守恒,计算时应确保发动机进口截面

处的流量等于反推力装置进口和内涵喷管进口截面的流量之和;飞机/发动机一体化计算时,反推力装置出口截面设定为进口边界,给定根据单台发动机计算获得的该截面上的气流总温以及速度矢量的分布.

3 数值模拟结果与分析

3.1 单台发动机计算结果

图 5 给出了单台发动机反推气流扰流流场计算得到的,在飞机相对来流马赫数 $Ma = 0.2, 0.1, 0.05$ 以及 0 时的反推气流流线分布以及地面上的温度分布情况.从图中可以看出,反推气流射出后先向发动机前方运动,从而产生反向推力.由于飞机具有向前的滑跑速度,受前方相对来流的影响,反推气流最终也拐弯流向下游.随着相对来流马赫数的减小,受反推气流影响的径向范围逐渐增大,这也可以从反推气流冲击地面后形成的高温区的大小判断出.当相对来流马赫数减小到 0.05 时,反推气流的径向影响范围几乎占据了整个计算域;当飞机停止滑跑,相对来流马赫数减

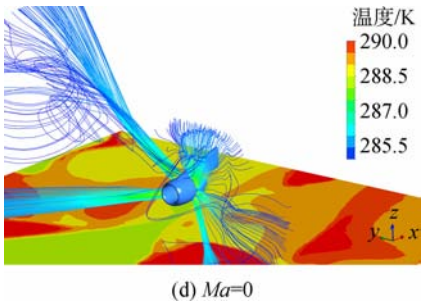
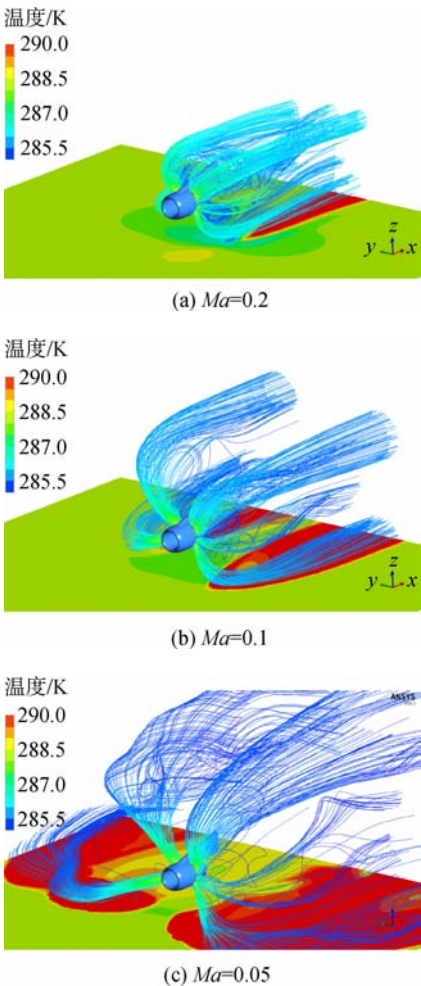


图 5 反推气流流线及地面温度分布
(单台发动机计算结果)

Fig. 5 Distributions of reverser flow streamline and temperature on the ground (results of single engine calculation)

小到 0 时,由于不再受到相对来流的影响,反推气流一直射向前方.

从单台发动机的反推气流扰流流场的数值模拟结果看,在各状态下,反推气流都没有被发动机重新吸入,但是在不同状态下,受反推气流影响的区域大小是不同的.飞机滑跑速度越小,其影响区域越大,这说明该发动机的反推气流就容易影响到与其相邻的发动机,被相邻发动机重新吸入,从而造成相邻发动机的进口流场畸变.

3.2 飞机/发动机一体化计算结果

图 6 给出了飞机降落滑跑过程中,飞机/发动

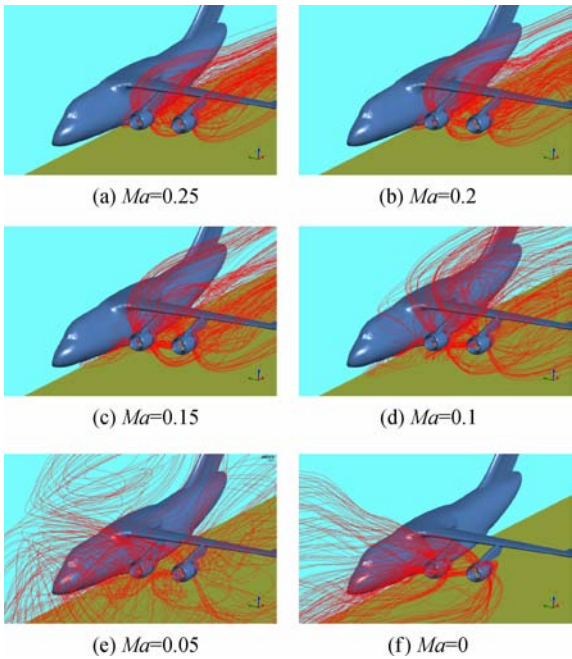


图 6 反推气流流线分布
(飞机/发动机一体化计算结果)

Fig. 6 Distributions of reverser flow streamline (results of aircraft/engine integrated calculation)

机一体化计算得到的在不同飞机滑跑速度时的两台发动机反推气流流线分布(以红色线表示).从图中可以看出,飞机/发动机一体化计算得到的反推气流流线变化趋势与单台发动机计算结果基本一致,随着飞机滑跑速度的减小,反推气流的径向影响区域逐渐增大.内侧(靠近机身)发动机喷出的反推气流会打到相邻的飞机机身、外侧发动机以及地面和机翼上,甚至会绕过机身底部和上部打到中间的对称面上.外侧发动机的反推气流会打到地面和机翼上,同时也会与内侧发动机的反推气流相互干扰.

当相对来流马赫数较大时,反推气流没有被发动机重新吸入,发动机进口气流参数分布均匀.随着相对来流马赫数的减小,反推气流会向前和向外扩大其影响区域,这与文献[8,12,14,18]的结论也是一致的,当相对来流马赫数减小到 0.1 时,内侧发动机的反推气流被外侧发动机重新吸入,造成外侧发动机进口的流场畸变.这主要是由于受机翼后掠的影响,外侧发动机安装于内侧发动机的下游位置,当相对来流马赫数较小时,从内侧发动机喷出的反推气流向外运动得更远,就容易被外侧发动机重新吸入.当相对来流马赫数进一步减小时,会有更多的反推气流被外侧发动机吸入,其进口的流场畸变程度也进一步增加.当相对来流马赫数减小到 0.05 时,外侧发动机吸入的反推气流最多,使得其进口流场畸变程度最为严重.此时,不只是外侧发动机会吸入反推气流.由于相对来流马赫数较小,受机身和机翼的影响,内侧发动机的反推气流会向前方运动较长的一段距离,绕到了飞机的前方,然后由于其自身动量的减小,又同时受到了相对来流的吹动及其后方发动机的抽吸,反推气流在发动机前方、飞机机头附近卷起了一个大的旋涡,其中有部分反推气流被两台发动机重新吸入,造成两台发动机进口明显的总压畸变.因此,在相对来流马赫数为 0.05 时,发动机的稳定性问题将最为突出.当飞机滑跑停止时,由于没有了相对来流的后吹作用,两台发动机喷出的反推气流基本上直接流向前方,而没有被发动机重新吸入.但是由于反推气流将发动机进口区域的流场包裹住了,因此,发动机吸入的自由来流必然会被反推气流干扰,造成总压损失,进而引起发动机进口流场畸变.

4 发动机进口流场分析

为了研究反推气流对发动机进口流场造成影

响,本文进一步分析了飞机/发动机一体化计算得到的发动机进口截面上的流场参数分布情况.

为了评估发动机进口总压畸变程度,本文计算了发动机进口截面上的周向稳态总压畸变指数.为了便于与后期的试验结果相比较,本文针对计算结果的处理采用了与试验相同的方法,在发动机进口截面上布置若干个数值测点,通过提取这些测点上的流场参数,根据文献[19]所述的方法,计算出周向稳态总压畸变指数.进口截面上的测点布置如图 7 所示,在沿周向均匀分布的 8 个位置上沿径向分别布置 5 个测点,这 5 个测点是该截面上 5 个等环面的面积中心点,再加上截面中心的 1 个测点,共布置有 41 个测点.

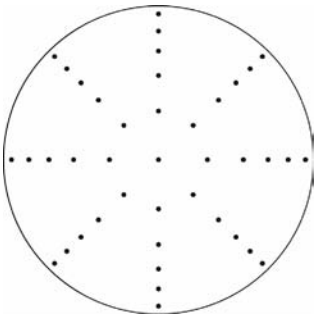


图 7 发动机进口截面数值测点分布

Fig. 7 Numerical probes distribution on the engine inlet section

周向稳态总压畸变指数 $\Delta\sigma$ 的计算公式如式(1)所示

$$\Delta\sigma = \frac{\sigma_{av} - \sigma_{av,low}}{\sigma_{av}} \tag{1}$$

式中 σ_{av} 为总压恢复系数的面平均值, $\sigma_{av,low}$ 为低压区内的总压恢复系数平均值.总压恢复系数定义为当地总压值与远上游自由来流总压值的比值.

图 8 分别给出了内、外侧两台发动机进口截面上的周向稳态总压畸变指数随相对来流马赫数变化的曲线,图中红线代表内侧发动机的周向稳态总压畸变指数随马赫数变化曲线,蓝线代表外侧发动机的周向稳态总压畸变指数随相对来流马赫数变化曲线.图 9 分别给出了当相对来流马赫数分别为 0.1,0.05 和 0 时,内、外侧发动机进口截面上的总压恢复系数 σ_m 分布云图.

从图 8 可以看出,两台发动机进口截面上的周向稳态总压畸变指数都随相对来流马赫数的减小而呈现出先增大后减小的趋势.其中外侧发动机在相对来流马赫数从 0.25 减小到 0.15 的过程中,其周向稳态总压畸变指数是缓慢增加的,当相

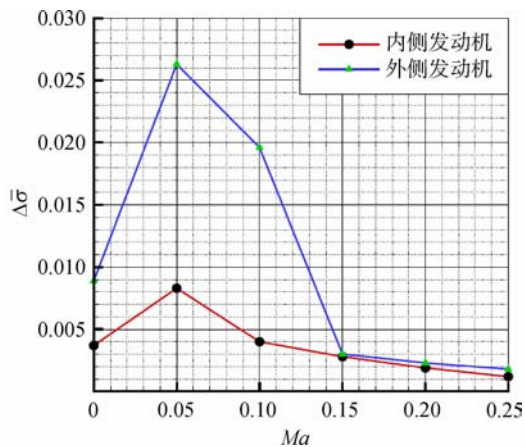


图 8 周向稳态总压畸变指数随相对来流马赫数的变化曲线

Fig. 8 Circumferential steady total pressure distortion coefficient versus relative wind Mach number

对来流马赫数减小到 0.1 时,外侧发动机的周向稳态总压畸变指数突然明显地增加.这是因为在相对来流马赫数减小到 0.1 时,外侧发动机已经吸入了反推气流,从而造成进口流场的畸变.由图 9(a)可以看出,此时外侧发动机进口截面的右侧出现了一块明显的呈鼓包形的低压区.当相对来流马赫数进一步减小时,周向稳态总压畸变指数进一步增加.当相对来流马赫数减小到 0.05 时,外侧发动机进口截面上的周向稳态总压畸变指数增加到最大值,内侧发动机进口截面上的周向稳态总压畸变指数也突然增加了.这是因为在该状态下,一方面发动机吸入了大量的反推气流;另一方面由于反推气流在飞机和发动机的进口形成了大的旋涡(如图 6(e)所示),干扰了被发动机吸入的自由来流的运动,造成自由来流的总压降低.以上两个因素的综合作用造成了发动机进口比较明显的流场畸变.由图 9(b)可以看出,此时两台发动机的进口截面上都出现了大范围的低压区,其中外侧发动机的低压区主要集中在右侧,几乎占据了进口截面面积的 1/3,这说明该状态下发动机吸入了大量的反推气流(如图 10 所示),从而造成了较大的总压畸变.对于内侧发动机,反推气流主要是沿着进气道的壁面进入的,所以其低压区主要集中在进气道壁面附近的环面内.相比而言,反推气流对外侧发动机进口流场的影响要明显大于对内侧发动机的.当相对来流马赫数减小到 0 时,由于反推气流向前方运动,包裹住了发动机的进口区域,对被发动机吸入的自由流造成了干扰,导致两台发动机的进口截面外侧都出现了一块明

显的环形低压区.

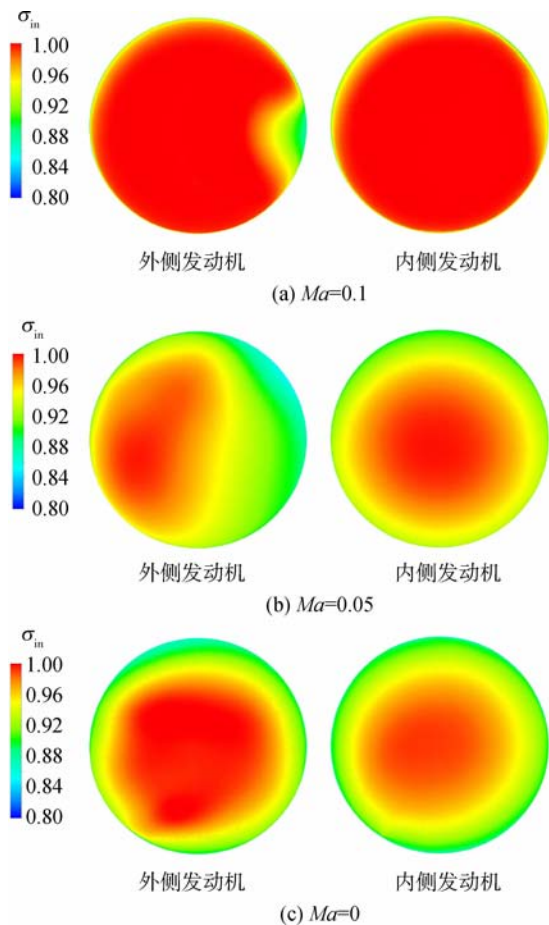


图 9 发动机进口截面总压恢复系数云图

Fig. 9 Contours of total pressure recovery coefficient on the inlet section of the engines

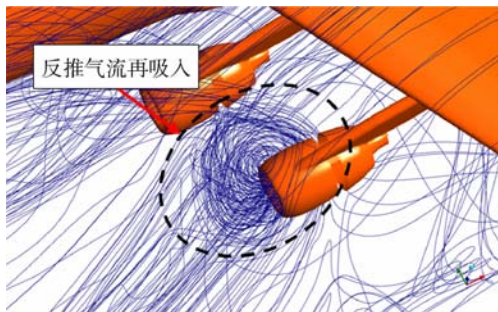


图 10 $Ma=0.05$ 时外侧发动机进口气流流线

Fig. 10 Inlet flow streamline distribution of outboard engine at $Ma=0.05$

5 结 论

本文针对某带有叶栅式反推力装置的大涵道比涡扇发动机开展了反推气流扰流流场的全三维数值模拟,并针对某装配该发动机的大型运输机,

开展了飞机/发动机一体化反推气流扰流流场的全三维数值模拟,研究了在飞机不同滑跑速度下,反推气流对发动机进口流场的影响. 总结本文的工作,可以得到以下结论.

1) 单台发动机反推气流扰流流场的数值模拟结果表明,在不同的滑跑速度状态下,反推气流都不会被发动机重新吸入.

2) 飞机/发动机一体化反推气流绕流流场的数值模拟结果表明,当相对来流马赫数较大时,反推气流不会被发动机重新吸入,当相对来流马赫数较小时,反推气流会被发动机重新吸入,从而造成发动机进口流场畸变.

3) 当相对来流马赫数减小到 0.1 时,外侧发动机,开始吸入反推气流,其进口截面的周向稳态总压畸变指数突然增加,且随着相对来流马赫数的进一步减小,反推气流被吸入得越多,发动机进口流场的畸变程度越严重. 当相对来流马赫数减小到 0.05 时,反推气流对发动机进口流场的影响最严重,发动机的稳定性问题将最突出. 相比而言,反推气流对外侧发动机进口流场的影响要明显大于对内侧发动机的. 因此,对外侧发动机在反推状态下的气动稳定性问题,应给予特别的关注.

4) 当相对来流马赫数减小到 0 时,虽然发动机不再吸入反推气流,但是由于反推气流对发动机吸入的自由流的干扰,同样也会造成发动机进口流场的畸变.

5) 本文通过全三维 CFD 数值模拟的手段,获得了在反推状态下的发动机进口流场畸变程度,为后期将要开展的反推状态下发动机气动稳定性评定奠定了重要的基础.

参考文献:

[1] 胡骏,赵运生,丁宁,等. 进气畸变对大涵道比涡扇发动机稳定性的影响[J]. 航空发动机,2013,39(6):6-12.
HU Jun,ZHAO Yunsheng,DING Ning,et al. Investigaion of influence of inlet distortion on high bypass ratio turbofan engine stability[J]. Aeroengine,2013,39(6):6-12. (in Chinese)

[2] 方昌德.大涵道比涡扇发动机关键技术[J]. 国际航空,2008(1):38-40.
FANG Changde. Key technologies for high bypass turbofan engines[J]. International Aviation,2008(1):38-40. (in Chinese)

[3] 沈锡钢,齐晓雪,郝勇. 大涵道比涡扇发动机发展研究[J]. 航空发动机,2013,39(6):1-5.
SHEN Xigang,QI Xiaoxue,HAO Yong. Investigation of high bypass ratio turbofan engine development[J]. Aero-

engine,2013,39(6):1-5. (in Chinese)

[4] Yetter J A. Why do airlines want and use thrust reversers: a compilation of airline industry response to a survey regarding the use of thrust reversers on commercial transport airplanes[R]. NASA TM-109158,1995.

[5] 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:动力专题 24. 深圳:中国航空学会,2007:1-7.

[6] 杜刚,金捷. 大型运输机发动机反推力装置[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:动力专题 21. 深圳:中国航空学会,2007:1-11.

[7] 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):48-52,58.
JIN Baolin,XING Weihong,LIU Dianchun. Thrust reversers of aircraft/engine propulsion system[J]. Aeroengine,2004,30(4):48-52,58. (in Chinese)

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

[9] Hegen G H,Kooi J W. Investigation of aircraft performance with deployed thrust reversers in DNW[R]. AIAA-2005-3702,2005.

[10] Laban M,Soemarwoto B I,Kooi J W. Reshaping engine nacelles for testing in wind tunnels with turbofan propulsion simulators[R]. AIAA-2005-3703,2005.

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

[12] Chen C. Computational procedures for complex three-dimensional geometries including thrust reverser effluxes and APUs[R]. AIAA-2001-3747,2001.

[13] Strash D J,Summa J M, Frank J H, et al. Aerodynamic analysis of an installed thrust reverser[R]. AIAA 97-3153,1997.

[14] De Andrade F O,Ferreira S B,da Silva L F F,et al. Study of the influence of aircraft geometry on the computed flow field during thrust reversers operation[R]. AIAA-2006-376,2006.

[15] 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)

[16] 单勇,沈锡钢,张靖周,等. 叶栅式反推力装置非稳态数值模拟与分析[R]. 贵阳:中国航空学会第 7 届动力年会,

2010.

[17]

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的数值模拟研究[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)

[18]

QIAN Ruizhan, ZHU Ziqiang, DUAN Zhuoyi. Thrust reverser optimization for safety with CFD[J]. Procedia Engineering, 2011, 17: 595-602.

[19]

刘大响,叶培梁,胡骏,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.

(编辑:陈 越)