

反推装置与发动机性能匹配的数值研究

Numerical Investigation of Thrust Reverser/Engine Compatibility

吴宇 徐元章 吕其明 钟剑龙 / 中航工业第一飞机设计研究院

摘要: 应用数值模拟方法, 通过建立完整的发动机外涵流道三维模型, 对某型飞机反推装置与发动机本体的气动性能耦合进行了研究。结果表明, 反推性能计算不宜再采用反推打开前的发动机截面参数作为输入, 同时, 反推优化设计应考虑其与发动机本体的性能匹配。

关键词: 反推装置; 发动机; 性能匹配; 数值研究

Keywords: thrust reverser; engine; compatibility; numerical simulation

0 引言

为了缩短飞机着陆时的滑跑距离, 处理其起飞和降落时遇到的各种紧急情况, 常采用反推装置提高飞行中的减速性能和机动性能。由于反推装置的减速效果明显, 空中机动性好等优点, 在军民用飞机中得到了广泛的应用^[1], 是国内外学者关注的热点。Chen Chuck^[1]等人对计算流体力学(CFD)在复杂三维模型上的应用进行了研究和对比, 进行了不同马赫数下叶栅式反推装置的数值模拟, 分析了气流冲击、外物吸入以及反推气流再吸入的问题。H.Yao,S.Raghunathan^[2]等人对反推计算的湍流模型选取和网格划分方面进行了探讨。Luis Gustavo^[3]等人基于CFD技术对EMB170飞机反推装置进行了数值模拟, 分析了两侧反推气流在机身下相遇产生的升浮力这一现象对飞机的影响。Christopher J. Johns^[4]应用实验和计算的方法, 对C-17飞机的反推装置和进气道的匹配性问题进行了研究, 优化了新的反推装置布局。左志成, 钱瑞战等人^[5]研究了反推系统工作时对发动机进气口流场的影响。刘春

阳, 王占学等人^[6]采用数值模拟方法对CFM56-2发动机的缩比模型进行了计算研究, 分析了基于二次流喷射的无阻流板涡扇发动机反推控制机理。

本文从发动机与反推装置性能匹配的角度出发, 应用CFD方法, 研究反推装置打开前后发动机性能的变化。

1 研究对象

根据应用情况, 反推装置可分为内涵反推和外涵反推两大类。大涵道比的涡扇发动机, 通常采用外涵道反推装置。因为大涵道比涡扇发动机80%以上的推力来自于风扇, 所以将外涵气流折反, 可获得足够大的反推力, 而且将外涵气流折反时对内涵气流的影响较小。先进民航飞机大多采用这种形式的反推装置。

外涵反推常见有叶栅式和瓣式转动折流门式两种构型, 本文以某飞机叶栅式反推力装置为研究对象, 采用CFD技术, 研究发动机反推装置打开前后(见图1), 发动机进气畸变、外涵道空气流量、风扇增压比等参数的变化。

2 计算模型及网格

数值计算以单发为例, 应用N-S方程来模拟流体动力学过程, 进行三维非定常的模拟, 湍流模型选用 $k-\epsilon$ 模型, 近壁面采用自适应壁面函数。计算模型忽略了吊挂和机翼对发动机进排气流场的影响, 建立了包含风扇、导流叶片和折流板的完整外涵道三维计算模型。

计算采用混合网格, 总数约1200万。风扇及外涵导流叶片区域为六面体网格, 短舱外流场区域为四面体网格, 壁面附近采用三棱柱网格形式。

3 计算结果及分析

为了模拟飞机的着陆过程, 对比反推打开前后的发动机风扇等部件性能, 数值计算选取了4个工况点, 设定

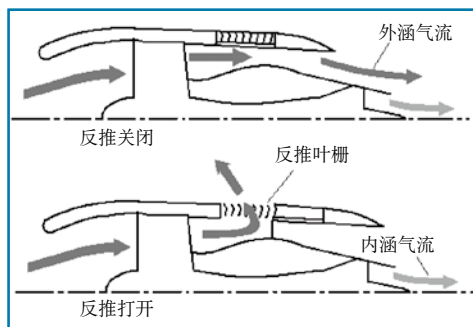


图1 反推装置打开前后原理示意图

飞机滑行速度分别为0.2、0.15、0.1和0.05Ma, 发动机为最大连续状态, 并保持风扇转速在同一工况下恒定。

图2、图3分别为滑行速度为0.2Ma时, 反推打开状态的空间流线分布和轴截面速度分布, 图示经折转后的反推气流, 在高速来流的冲击作用下, 很快与来流掺混, 向后折转, 对发动机进气几乎不存在影响。

随着滑行速度的不断下降, 流量系数、静态总压畸变指数和风扇增压比等发动机性能参数也发生显著变化。

图4反映发动机进气道流量系数随

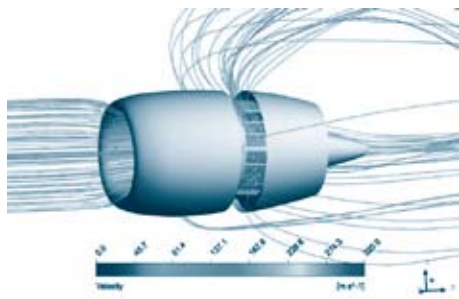


图2 反推打开状态流线图



图3 速度云图

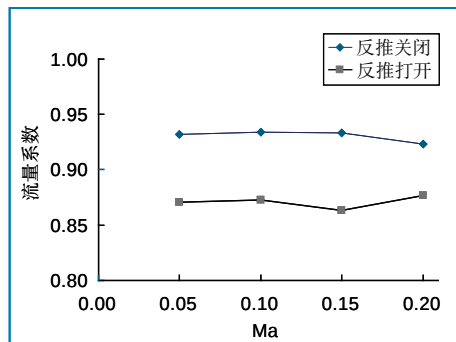


图4 发动机进气道流量系数变化趋势

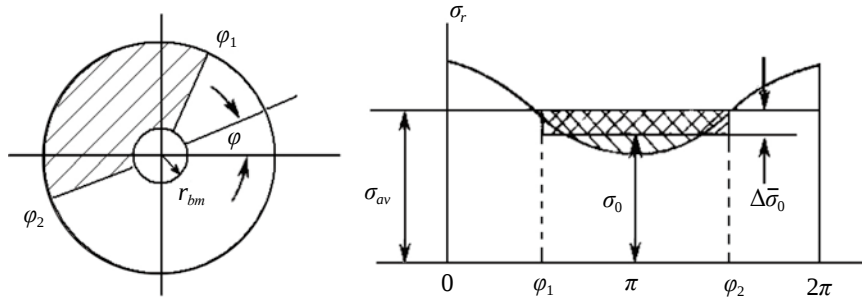


图5 周向畸变指数定义图

飞机速度的变化, 相比于反推关闭状态, 反推装置工作状态下, 流量系数平均下降了近7%, 主要原因是反推打开后, 流道发生显著变化, 气流被迫折转, 增加了排气的流阻。

总压畸变指数是用来衡量发动机进气口流场总压分布偏离均匀流场的指标, 该参数的计算, 目前国际上并没有一种统一的方法, 本文采用周向总压畸变指数来衡量总压周向不均匀度, 其定义如图5所示, 计算公式见

式 (1) 和式 (2)。

$$\Delta \bar{\sigma}_0 = 1 - \frac{\sigma_0}{\sigma_{av}} \quad (1)$$

$$\sigma_0 = \frac{1}{\phi_1 - \phi_2} \int_{\phi_1}^{\phi_2} \sigma_r d\phi \quad (2)$$

式中: σ_{av} 为发动机进口面平均总压恢复系数; σ_r 为任意半径线上的平均总压恢复系数。

参考图6, 对比反推装置打开前后的总压畸变指数, 不难发现, 反推装置的启用, 使进气畸变产生了较明显的变化。原因有两方面, 一是风扇背压的改

变, 一是反推气流再吸入的影响。当飞机滑行速度降到0.05Ma时, 发动机进气畸变指数明显增大, 这表明反推气流对来流产生了不可忽视的影响。

风扇实际增压比通常受环境压力、进气畸变等因素的影响, 开启反推装置后, 风扇背压发生改变, 其压比随之变化(见图7)。相对于反推关闭状态, 反推打开后的风扇增压比在各状态点均高于前者, 说明为了适应流道的“拥堵”, 风扇消耗了更大的功率。

从外涵道空气流量、发动机进气畸变、风扇增压比等参数的比较来看, 发动

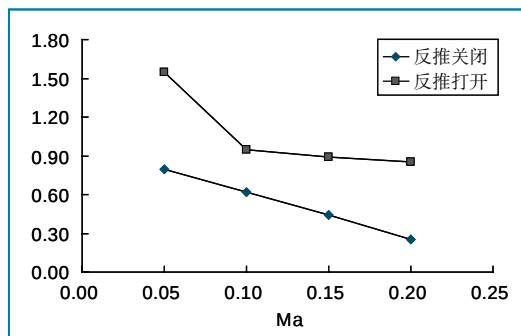


图6 总压畸变指数随来流速度变化曲线

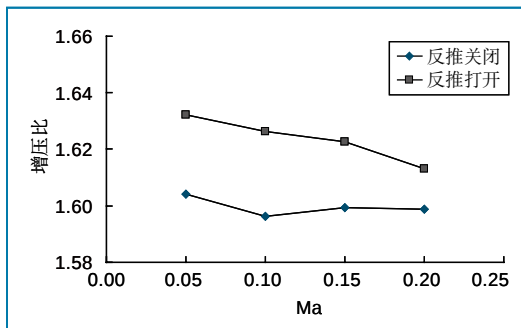


图7 风扇增压比变化趋势

新一代飞机自适应动力与热管理系统研究

Adaptive Power and Thermal Management System for New Generation Aircraft

罗志会 王小平 黄纯洲/南京机电液压工程研究中心航空机电系统综合航空科技重点实验室

摘要: 自适应动力与热管理系统 (APTMS) 是新一代飞机能量优化飞机的三大关键基础子系统之一。本文介绍了APTMS的背景、现状、基本结构、研究基础和性能特点, 引进了一种 e^2 结构的APTMS, 描述了其结构、特点、工作模式及性能, 分析了未来APTMS可能具有的其他先进性及可能采用的先进部件。

关键词: 自适应动力与热管理系统; 能量优化飞机; 新一代飞机

Keywords: APTMS; energy optimized aircraft; new generation aircraft

0 引言

热管理是现代飞机亟待解决的问题。虽然人们投入了大量的时间和精力研究先进的热管理技术、结构和部件, 力图提高飞机的散热能力, 但造成飞机热管理系统不堪重负的根本原因是产生热载荷的系统和部件太多而

且重复, 需对系统和部件进行集成和优化, 减少热载荷产生的源头。例如, 许多载荷在飞机整个任务中使用率很低, 但这些负载都具备相应的液压、电动等基础设备, 如果系统能够按需、按忙闲度来运行, 在空载期间关闭相应的基础设施, 减少能量需求, 便可大大

降低热载荷。这种概念就是能量优化飞机 (EOA)。

1 自适应动力与热管理系统

1.1 产生背景和研发现状

能量优化飞机是指通过优化飞机各种能力使能量利用率最大同时系统

机本体性能的变化主要缘于外涵流道的变化, 排气流阻的增加加重了发动机风扇的“负担”。同时, 这些性能参数的变化, 将直接影响反推装置的性能, 例如, 反推力大小和反推气流的再吸入量。因此, 在优化设计中, 可以通过增加反推叶栅的流通总面积减小反推装置对发动机本体性能的影响。

4 结论

本文采用数值模拟的方法, 研究了某飞机反推装置与发动机本体共同工作特性, 计算结果表明:

1) 反推装置将气流折反时, 对风扇和外涵道的影响显著, 反推打开后, 进气畸变指数、风扇压比明显升高, 外涵道气流量减少近7%;

2) 反推设计过程中, 不宜再采用

反推关闭状态的发动机截面参数作为计算输入;

3) 反推装置优化设计中, 应该考虑反推力装置与发动机本体的性能匹配问题。

AST

参考文献

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

[2] Yao H, Raghunathan S, Cooper R K, et al. Numerical simulation on flow fields of the nature blockage thrust reverser[R]. AIAA 2005-631.

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

723.

[4] Johns C J. Solution of an engine inlet compatibility problem during C-17 low cost N/EAT nacelle thrust reverser development [R]. SAE 2000-01-5579.

[5] 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.

[6] 刘春阳, 王占学, 付鹏哲. 大涵道比涡扇发动机射流控制反推模型数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1811-1817.

作者简介

吴宇, 工程师, 主要从事动力装置系统设计与仿真研究。