

涡扇发动机压缩系统部件特性与匹配数值仿真

张耀光¹, 马庆岩², 陈雷¹, 杨琳¹, 史文斌¹

(1. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015; 2. 中国人民解放军 31434 部队, 沈阳 110015)

摘要: 为了研究发动机环境中部件特性及部件之间的匹配规律, 采用 3 维数值模拟软件对某压缩系统进行数值仿真计算。计算比较了设计转速风扇/压气机部件特性单独评定和发动机环境中评定的异同, 研究了压缩系统 4 种可调参数变化对风扇、压气机匹配工作点的影响。结果表明: 2 种环境下风扇特性基本相同; 对于压气机, 单独评定时以风扇出口参数的径向分布作为进口边界条件获得的压气机特性与整机环境下的基本相同, 而给定其他形式进口边界条件时压气机特性存在一定差异: 采用均匀进气条件时, 压气机流量、效率和喘振裕度分别增加 0.3%、0.4% 和 4.6%, 采用进口节流条件时压气机流量、效率和喘振裕度分别减小 3.5%、4.0% 和 20.9%, 整机环境使用时应对特性进行修正。研究结果对整机环境下风扇/压气机性能表现以及匹配规律研究有重要参考意义。

关键词: 压缩系统; 部件特性; 匹配; 发动机环境; 数值仿真; 航空发动机

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2022.05.008

Numerical Simulation on Component Characteristics and Matching of Compression System for Turbofan Engine

ZHANG Yao-guang¹, MA Qing-yan², CHEN Lei¹, YANG Lin¹, SHI Wen-bin¹

(1. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China; 2. Chinese People's Liberation Army Unit 31434, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to study the component characteristics and component matching in engine environment, three dimensional numerical simulation was conducted on a compression system, and the influence of the variation of four adjustable parameters on matching operating point of fan and compressor was studied. The results show that the fan characteristics are essentially the same in both environments; for the compressor, while using the radial distribution of fan outlet parameters as the inlet boundary conditions, the separate evaluated characteristics is basically the same as that under whole engine environment, but the compressor characteristics are different to certain extent when other boundary conditions are specified, the compressor flow, efficiency and surge margin increased by 0.3%, 0.4% and 4.6% respectively under the uniform inlet boundary condition, the compressor flow, efficiency and surge margin reduced by 3.5%, 4.0% and 20.9% respectively under inlet throttling boundary condition. These characteristics should be corrected when used in whole engine environment. The findings can be used as a valuable reference for the study of fan/compressor performance and component matching in whole engine environment.

Key words: compression system; component characteristics; matching; engine environment; numerical simulation; aeroengine

0 引言

航空涡扇发动机压缩系统一般包括低压压气机(风扇)、中介机匣和高压压气机。随着发动机技术的进步, 压缩系统发展趋势是气动负荷不断增高, 轴向尺寸不断缩短, 这必然造成压缩系统各子部件之间气

动干涉增强, 给各部件之间性能匹配带来风险, 从而影响发动机压缩系统综合性能。传统的压缩系统气动设计和稳定性分析都是基于单独部件, 并没有将压缩部件放在发动机整机环境中进行气动性能评估, 而这样造成的结果往往是部件单独性能较好, 但当各部件组合在一起时的性能往往低于预期。Cumpsty^[1]的

收稿日期: 2020-07-19 基金项目: 航空动力基础科研项目资助

作者简介: 张耀光(1989), 男, 硕士, 高级工程师, 从事风扇/压气机气动设计及叶轮机械气动热力学研究工作; E-mail: 791598301@qq.com。

引用格式: 张耀光, 马庆岩, 陈雷, 等. 涡扇发动机压缩系统部件特性与匹配数值仿真[J]. 航空发动机, 2022, 48(5): 88-93. ZHANG Yaoguang, MA Qingyan, CHEN Lei, et al. Numerical simulation on component characteristics and matching of compression system for turbofan engine[J]. Aeroengine, 2022, 48(5): 88-93.

研究表明,相对于叶型设计,部件之间不匹配是导致性能不好的更重要因素。因此研究整机环境中各部件特性与匹配是近年来的重点研究方向。

目前对整机环境中压缩系统性能的预测包括以下2种方法。一种方法是通过相关理论和大量经验建立压缩系统各部件之间的相关数学模型^[2-4],优点是计算速度快,缺点是模型精度对经验依赖很强,而且无法给出流场细节的变化,不利于探究规律形成理论指导,目前该方法大多应用于部件稳定性的研究^[5-6];另一种方法是3维数值模拟方法,能提供完整的流场信息,加深对流动机理的认识^[7]。随着计算机技术和计算流体力学的发展,基于雷诺平均 Navier-Stokes (Reynolds Average Navier-Stokes) 方程的数值方法已成为流体工程领域广泛使用的分析手段。Sayma 等^[8]对某涡扇发动机低压压缩系统(进气道、风扇、中介机匣和出口导流叶片)进行3维定常数值模拟计算,将常规计算域向进、出口方向延伸,通过调整内外涵流路出口面积来模拟试验过程中的节流,通过上述方法使压缩系统计算边界条件更接近试验条件,因此对风扇喘振边界预测与试验值更为接近,为研究颤振和旋转失速等提供更真实的流场;Turner 等^[9-10]研究了GE90 发动机的高压压气机、燃烧室和涡轮之间的耦合影响,而压缩系统采用“弱耦合”计算方式,即分别对各部件进行单独数值计算,部件之间影响通过进、出口边界条件来传递,但该计算方式与压缩系统实际工作并不相符。在中国,陈云永^[11]、李晓娟等^[12]分别对大涵道比风扇/增压级进行数值模拟计算,研究风扇转子叶尖间隙及外涵静子后掠对风扇/增压级气动性能影响;阙晓斌等^[13]对某2级风扇、中介机匣、4级高压压气机及外涵组成的紧凑压缩系统性能进行“强耦合”数值计算分析,即将压缩系统整体作为一个计算域进行数值计算,探讨了双涵双轴压缩系统气动性能评估方法及边界条件给定方法,获取了风扇及高压压气机的设计转速特性,研究了涵道比变化对风扇特性影响及内涵背压变化对压气机、风扇性能影响,但没有给出部件单独特性和整机环境中特性的差异以及风扇/压气机转速、可调叶片角度对风扇/压气机性能的影响。

本文对某3级风扇、中介机匣和多级高压压气机组成的双涵双轴压缩系统进行联合数值仿真计算,对整机环境下的部件特性与匹配展开研究。

1 研究对象及方法

1.1 研究对象

某双涵双轴压缩系统包括3级风扇、中介机匣和多级高压压气机,压缩系统流路如图1所示。高压压气机只给出前2级叶片子午投影,风扇和高压压气机带进口可调导流叶片。

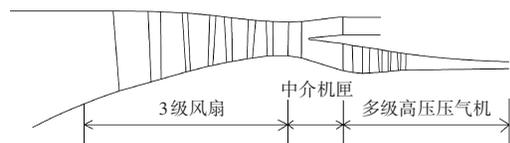


图1 压缩系统流路

1.2 数值方法

采用3维商业数值模拟软件对该压缩系统进行定常单通道联合数值仿真计算。叶片拓扑结构采用H-O-H型结构化网格,对靠近壁面网格加密,保证叶片壁面和端壁第1层网格满足 $20 < y^+ < 50$ 。网格总数为1000万左右,单排叶片网格量为30万左右,计算域网格如图2所示。



图2 计算域网格

求解基本控制方程为雷诺平均3维N-S方程,湍流模型选择带壁面函数的k-epsilon模型。工质选实际空气,中心差分空间离散格式,转静子交界面采用叶排周向平均参数守恒的混合面处理。边界条件设定如下:进口边界给定总压、总温和气流的进气方向角(标准大气,轴向进气),出口边界给定满足径向压力平衡的平均静压。

2 双涵双轴压缩系统数值模拟分析

2.1 部件数值模拟结果的试验校核

采用第1.2节的数值方法对风扇和高压压气机设计转速分别进行数值模拟,进口边界条件与试验一致,风扇和高压压气机设计转速计算特性与试验对比如图3所示。图中数据分别以风扇和压气机设计流量、设计压比和设计效率为基准,进行了无量纲处理。

从图中可见,与试验值相比,风扇设计转速的计算流量小约0.6%,计算效率高约2%,流量-压比和流量-效率特性线的走势二者基本一致,按与工作线交点计算喘振裕度,二者裕度基本相当。与试验值相

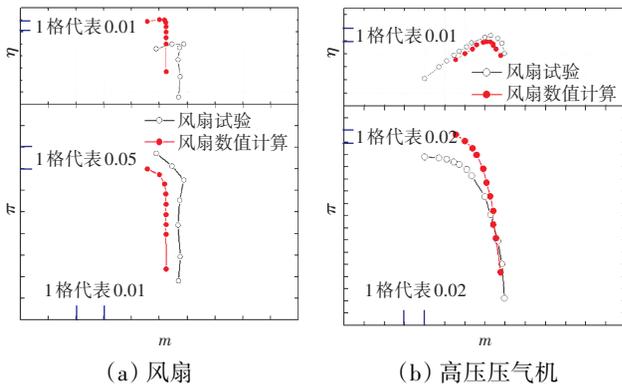


图3 风扇和高压压气机设计转速计算特性与试验对比

比,压气机设计转速计算堵点流量和喘振裕度二者相当,喘点压比偏高,各状态点计算效率偏低约0.5%,流量-效率特性线的走势二者基本一致,流量-压比特性线在最高效率后与试验有一定的差别。总体而言,风扇与压气机设计转速的计算特性与试验偏差符合以往的仿真经验,对双涵双轴压缩系统设计转速进行数值模拟计算研究风扇压气机特性与匹配是可行的。

2.2 整机环境与单独部件评定风扇/压气机特性对比

传统的压缩系统特性评估都是基于单独部件进行的,各部件实际工作时都是处在整机环境中,存在部件之间的耦合影响,整机环境中的部件特性与单独部件特性存在差异。王占学等^[14]、赖安卿等^[15]基于各种数学模型研究了2种环境下风扇/压气机稳定边界的差异。本文给出2种环境下3维数值计算的设计转速风扇/压气机特性对比。其中获取发动机环境中的风扇/压气机特性方法与文献[13]中描述的一致,即将内涵固定在工作点背压,单独调节外涵背压获取风扇特性。工程中双涵道风扇/压气机部件试验录取等转速特性线时,需要保证各状态点的涵道比一定。采用外涵节流方式获取的风扇特性,在等转速线上涵道比是变化的,但是当分流环与风扇出口静子之间距离较远时,在等转速线上涵道比变化对风扇特性影响很小^[13,16]。因此本文通过将内涵固定在设计状态,对外涵节流获取风扇特性是可行的;同理将外涵固定在工作点背压,调节内涵背压和压气机物理转速(保证压气机换算转速不变)获取压气机特性。

设计转速整机环境和单独评定风扇特性对比如图4所示。其中2种特性风扇对应的计算网格相同,进口边界条件相同,均为标准工况轴向均匀进气。从图中可见,在2种环境下风扇特性基本重合。分析原因:在整机环境下存在风扇和压气机之间的耦合影

响,在调整外涵背压获取风扇特性时,高压压气机通过影响中介机匣内涵出口的背压来影响风扇特性,不同内涵背压影响分流环前缘点局部流线的弯曲,使涵道比发生改变,但涵道比变化对风扇特性影响很小^[13,16]。说明对于风扇而言,在高速下单独

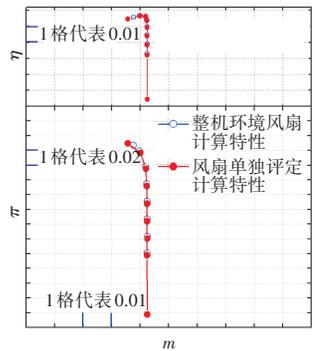


图4 设计转速整机环境和单独评定风扇特性对比

部件特性可以代表整机环境中的特性。设计转速压气机不同进口条件对比如图5所示。压气机处于风扇下游,工程上对压气机进行计算特性评估时进口边界条件给定方式分以下几种:总压、总温分别以风扇-中介机匣设计点内涵出口的平均总压、总温进行无量纲化。图中(1)空心圆圈表示整机环境压缩系统设计点状态时压气机进口条件;(2)实线表示整机环境压缩系统设计点状态时内涵节流使压气机处于近喘点时的进口条件;(3)方框和(4)实心圆圈分别表示以风扇-中介机匣单独计算处于设计点状态时内涵出口气流的径向分布和质量平均值为进口条件,是压气机特性计算通常采用的进口条件;(5)三角表示部件试验进气条件,即对标准大气进行节流。5种边界条件分别用边界条件(1)、(2)、(3)、(4)和(5)代替。

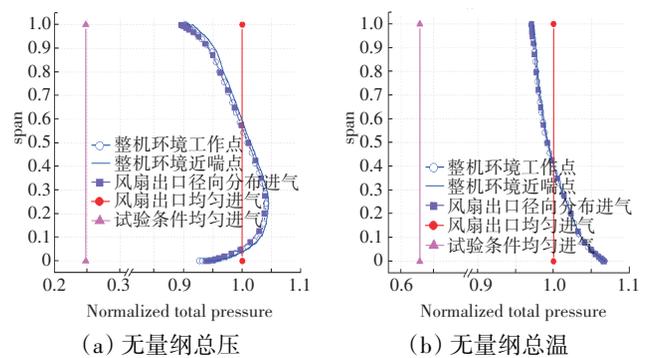


图5 设计转速压气机不同进口条件对比

从图中可见,边界条件(3)的总压和总温沿径向不均匀,且边界条件(3)与(1)基本重合,说明单独部件和整机2种环境条件风扇-中介机匣在相同状态点时中介机匣内涵出口总压、总温的径向分布相同。整机环境压气机近喘点时压气机进口总压总温增加量很小,即内涵节流时,压气机从工作点变化至近喘点

时内涵背压很难传递至压气机进口,对进口参数影响较小,这与文献[13]中的结论一致。压气机部件常规试验时受试验器功率、扭矩等条件限制,通常需要对进口气流进行节流,此时压气机进口总压降低,总温不变,而实际压气机进口气流经过风扇的增压,总压和总温会大幅度提升,因此边界条件(5)的总压、总温比其他边界条件的低。

(1)、(3)、(4)和(5)4

种不同进口条件的压气机计算特性对比如图 6 所示。分别用特性(1)、(3)、(4)和(5)代替,各特性以压缩系统设计点状态压气机的流量、压比和效率为基准,进行了无量纲处理,计算裕度是以与整机环境中压气机裕度的比值给出(整机环境中压气机裕度为 100%)。

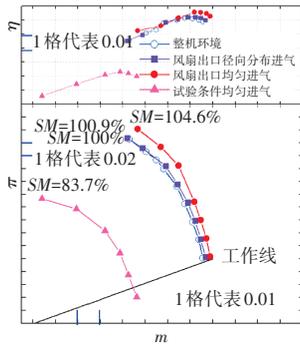


图 6 4 种不同进口条件的压气机特性对比

从图中可见,由于边界条件(1)和(3)基本重合,所以特性(1)和(3)基本重合,即采用边界条件(3)计算的特性可以代表压气机在整机环境中的特性。相对于整机环境,边界条件(4)人为去除了端壁边界层、径向压力分布和径向温度分布等影响,使工作点流量增大 0.3%,效率提高 0.4%,裕度增大 4.6%。特性(5)与特性(4)的差异主要是由于进口雷诺数的影响,其中雷诺数定义为

$$Re = \frac{\rho v d}{\mu}$$

式中: ρ 为第 1 级转子中径处进口气流密度, kg/m^3 ; v 为第 1 级转子中径处进口气流相对速度, m/s ; d 为第 1 级转子中径处叶片弦长, m ; μ 为第 1 级转子中径处进口气流动力粘性系数, $Pa \cdot s$ 。

经计算 2 种进口条件雷诺数分别为 1.3×10^6 和 3.0×10^6 , 雷诺数降低使特性(5)工作点流量减小 3.5%,效率降低 4%,裕度减小 20.9%。

因此压气机设计阶段评估时, 高转速尽量采用压缩系统共同工作点中介机匣内涵出口场的径向分布作为压气机进口边界条件, 此时计算出的压气机特性可以代表整机环境中的压气机特性。如果得不到中介机匣内涵出口场的径向分布而采用风扇出口均匀

的进气条件时, 计算出的特性在整机中应用时要对流量、效率和裕度进行适当修正。假设压气机设计点流量、效率和裕度分别为 $30 kg/s$ 、 0.85 、 20% , 对应的修正量大致为流量减小 $0.1 kg/s$ 、效率降低 0.3% 和裕度减小 0.9% 。部件试验特性在整机中应用时必须考虑雷诺数的影响。仍以上述压气机为例, 对应的修正量大致分别为流量增大 $1.0 kg/s$ 、效率提高 3.1% 和裕度增大 3.3% 。

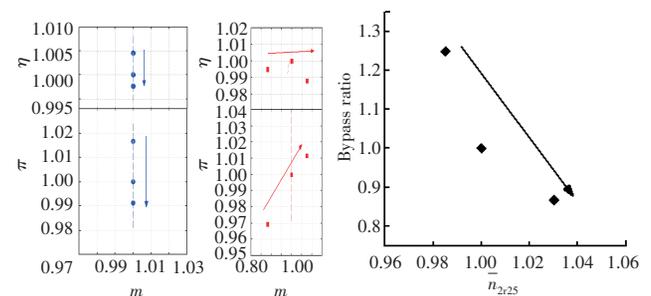
2.3 压缩系统可调参数变化对风扇/压气机匹配状态点影响

整机环境中压缩系统可调参数包括风扇进口可调导叶角度、风扇转速、压气机进口可调导叶角度和压气机转速。此外整机环境中燃烧室工作状态、喷口面积变化分别影响压缩系统内外涵出口背压, 这些都会影响压缩系统工作状态, 因此在数值计算中将压缩系统内外涵出口背压也作为可调参数。文献[13]中给出了内外涵背压变化对风扇/压气机匹配影响。本文给出其他可调参数的影响, 以下数据以压缩系统设计点计算状态参数为基准, 进行了无量纲处理。

2.3.1 压气机换算转速的影响

在压缩系统设计转速共同工作点基础上调节压气机转速, 使其相对换算转速分别为 0.985 、 1.0 和 1.03 , α_2 角度按设计调节规律跟随压气机换算转速调节, 保持其他参数不变。

风扇、压气机工作点以及涵道比变化如图 7 所示, 箭头指示方向为压气机换算转速增大方向, 虚线为风扇和压气机等转速特性线。从图中可见: (1) 随着压气机换算转速增大, 风扇状态沿等转速线降低, 且压气机换算转速增大 1.5% 和 3.0% 对应风扇压比分别降低 1.6% 和 0.9% , 即压气机在相对较低状态时换算转速变化对风扇状态影响更大; (2) 压气机换算



(a) 风扇工作点 (b) 压气机 (c) 压气机换算转速-涵道比工作点

图 7 压气机换算转速变化对风扇/压气机匹配影响

转速增大,涵道比减小,压气机换算转速增大1.5%和3.0%对应涵道比分别减小25.0%和13.0%,同样压气机在相对较低状态时换算转速变化对涵道比影响更大。

分析原因:(1)压气机换算转速增大使压气机对风扇出口气流抽吸增强,使风扇内涵出口 Ma 提高,即风扇出口背压降低,因此风扇状态点降低。压气机换算转速变化对风扇出口背压影响如图8所示(出口背压以风扇进口总压进行无量纲化)。压气机在相对较低状态时换算转速变化对风扇状态影响更大,这是因为随着换算转速增大,压气机流量增加量逐渐变缓,对风扇出口背压的影响逐渐减弱;(2)压气机抽吸能力增强,使内涵流量增加,而风扇进口流量不变,涵道比减小。

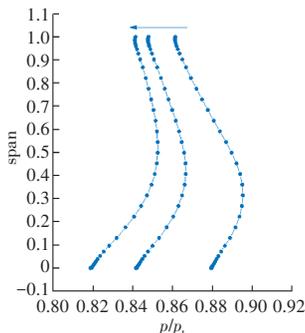
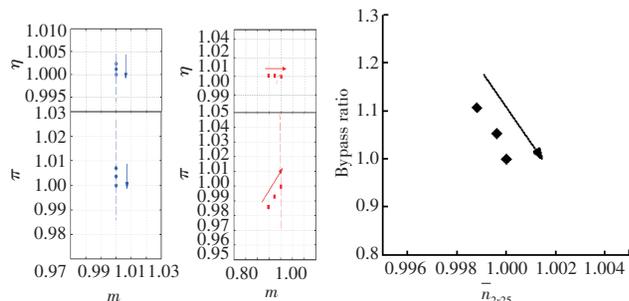


图8 压气机换算转速变化对风扇出口背压影响

2.3.2 压气机进口可调叶片角度的影响

在压缩系统设计转速共同工作点基础上调节压气机 α_2 角度,分别为关 3° 、关 1.5° 和关 0° ,保持其他参数不变。

压气机 α_2 角度变化对风扇/压气机匹配影响如图9所示,箭头指示方向为 α_2 角度打开方向。从图中可见,随着压气机 α_2 角度打开,风扇状态沿等转速线降低,压气机换算转速增大,流量压比增大,涵道比减小。且 α_2 角度每打开 1.5° 对应风扇压比降低约0.35%、压气机压比提高约0.7%和涵道比减小约5.3%。



(a) 风扇工作点 (b) 压气机 (c) 压气机换算转速-涵道比工作点

图9 压气机 α_2 角度变化对风扇/压气机匹配影响

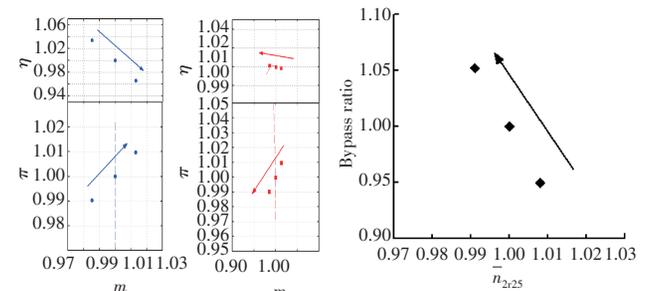
分析原因:(1)压气机 α_2 角度打开使压气机流通能力增强,使压气机对风扇出口气流抽吸增强,使风

扇内涵出口 Ma 提高,即风扇出口背压降低,因此风扇状态点降低;(2)风扇状态点降低使压气机进口总压、总温降低,压气机换算转速增大,而内涵背压不变,压气机压比升高;(3)压气机流通能力增加,使内涵流量增加,涵道比减小。

2.3.3 风扇换算转速的影响

在压缩系统设计转速共同工作点基础上调节风扇物理转速,使风扇相对换算转速分别为0.97、1.00和1.03, α_1 角度按设计调节规律跟随风扇换算转速调节,保持其他参数不变。

风扇换算转速变化对风扇/压气机匹配影响如图10所示,箭头指示方向为风扇转速增大方向。从图中可见,随着风扇转速增大,使风扇流量增加、压比提高,压气机换算转速、流量和压比减小,涵道比增大。且风扇换算转速每增大3%对应压气机换算转速减小约0.9%、压比减小约1.0%、涵道比增大约5.0%。



(a) 风扇工作点 (b) 压气机 (c) 压气机换算转速-涵道比工作点

图10 风扇换算转速变化对风扇/压气机匹配影响

分析原因:(1)风扇换算转速增大使风扇流量增加、压比提高,使压气机进口的总压、总温提高,压气机进口总温提高且物理转速不变,进而压气机换算转速减小,流量减小。压气机进口总压提高且出口背压不变,进而压气机压比降低;(2)风扇进口流量增加,压气机进口流量减小,涵道比增大。

2.3.4 风扇进口可调叶片角度的影响

在压缩系统设计转速共同工作点基础上调节风扇 α_1 角度,分别为关 3° 、关 1.5° 和关 0° ,保持其他参数不变。

风扇 α_1 角度变化对风扇/压气机匹配影响如图11所示,箭头指示方向为 α_1 角度打开方向。从图中可见,随着 α_1 角度打开,使风扇流量增加、压比提高,压气机换算转速、流量和压比减小,涵道比增大。且 α_1 角度每打开 1.5° 风扇压比提高约0.3%,压气机换算转速减小约0.1%、压比降低约0.4%和涵道比增大约1.1%。

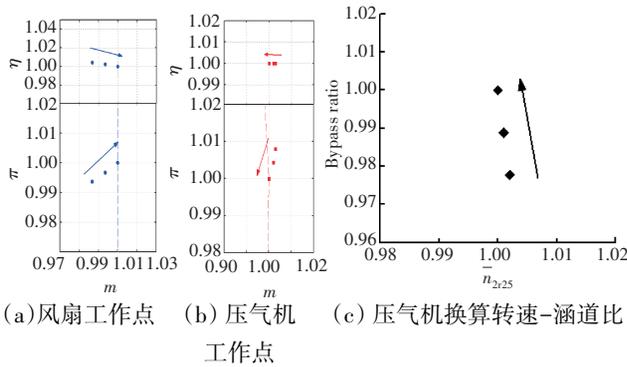


图 11 风扇 α_1 角度变化对风扇/压气机匹配影响

分析原因: (1) α_1 角度打开使风扇流通能力增强, 流量增加。第 1 级转子进口攻角增大, 因此风扇压比提高; (2) 风扇压比提高使压气机进口总压、总温提高, 压气机换算转速减小, 而内涵出口背压不变, 使压气机压比降低; (3) 压气机换算转速减小, 内涵流量减少, 风扇进口流量增加, 涵道比增大。

3 结论

(1) 高转速风扇单独计算的部件特性和整机环境中的特性基本相同。在高转速下采用风扇-中介机匣单独计算共同工作点内涵出口气流参数的周向平均径向分布作为压气机进口边界条件的单独部件特性与整机环境中的特性基本相同。采用其他边界条件计算的压气机特性在整机中应用时需要进行相应的修正。

(2) 压气机状态变化通过影响风扇出口背压进而影响风扇状态, 风扇状态变化通过影响压气机进口参数进而影响压气机状态。高转速压气机在相对较低状态时换算转速变化对风扇状态影响更大。

(3) 压缩系统作为一个整体, 改变某一可调参数必将引起各部件特性重新匹配, 整机中应用时需要找到最佳匹配点, 使压缩系统综合性能达到最优。

参考文献:

[1] Cumpsty N A. Compressor aerodynamics[M]. Florida: Krieger Publishing Company, 2004: 78-93.
 [2] Hosny W M, Steenken W G. TF34 engine compression system computer study simulation of flow stability[R]. NASA-CR-1979-159889.
 [3] 乔渭阳, 蔡元虎. 燃气涡轮发动机压缩系统稳定性数值模拟的研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2001, 14(2): 19-25.
 QIAO Weiyang, CAI Yuanhu. An numerical simulation of compression system stability of turbine engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2001, 14(2): 19-25. (in Chinese)
 [4] 刘超, 胡骏. 燃气涡轮发动机整机稳定裕度数值模拟方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.

LIU Chao, HU Jun. Aerodynamic stability numerical simulation method study of compressor component running in gas turbine engine. [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
 [5] 韩磊, 郑群. 燃气轮机压缩系统稳定性分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2013.
 HAN Lei, ZHENG Qun. The stability analysis of gas turbine compression system[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2013. (in Chinese)
 [6] 陈玉春, 徐思远, 刘振德. 涡扇发动机加减速控制规律设计的功率提取法[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 868-874.
 CHEN Yuchun, XU Siyuan, LIU Zhende. Power extraction method for acceleration and deceleration control law design of turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 868-874. (in Chinese)
 [7] 桂幸民, 滕金芳, 刘宝杰, 等. 航空压气机气动热力学理论与应用[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2014: 232-233.
 GUI Xingmin, TENG Jinfang, LIU Baojie, et al. Compressor aerothermodynamics and its applications in aircraft engines [M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2014: 232-233.
 [8] Sayma A I. Steady-flow analysis of low pressure compression system for turbofan engines[R]. ASME 2007- GT-27625.
 [9] Turner M G, Norris A, Veres J P. High-fidelity three-dimensional simulation of the GE90 [R]. AIAA-2003-3996.
 [10] Turner M G, Ryder R, Norris A, et al. High-fidelity 3D turbofan engine simulation with emphasis on turbomachinery-combustor coupling[R]. AIAA-2002-3769.
 [11] 陈云永, 万科, 杨小贺, 等. 大涵道比风扇 / 增压级叶尖间隙影响研究[J]. 航空学报, 2017, 38(9): 1-8.
 CHEN Yunyong, WAN Ke, YANG Xiaohe, et al. Influence of tip clearance on high-bypass-ratio fan/booster[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(9): 1-8. (in Chinese)
 [12] 李晓娟, 金海良, 桂幸民. 外涵静子后掠对某风扇 / 增压级气动特性的影响[J]. 航空发动机, 2013, 39(4): 26-31.
 LI Xiaojuan, JIN Hailiang, GUI Xingmin. Effect of bypass duct backward swept stator blade on performance of fan/compressor[J]. Aeroengine, 2013, 39(4): 26-31. (in Chinese)
 [13] 阙晓斌, 侯安平, 周盛. 涡轮风扇发动机紧凑压缩系统气动性能[J]. 航空动力学报, 2011, 26(2): 297-303.
 QUE Xiaobin, HOU Anping, ZHOU Sheng. Aerodynamic performance investigation of a compact compression system for turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(2): 297-303. (in Chinese)
 [14] 王占学, 王鹏, 乔渭阳, 等. 涡扇发动机整机环境下风扇部件气动稳定性评定方法[J]. 航空动力学报, 2007, 22(4): 577-582.
 WANG Zhanxue, WANG Peng, QIAO Weiyang, et al. Aerodynamic stability assessment of fan component running in turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(4): 577-582. (in Chinese)
 [15] 赖安卿, 胡骏, 赵运生, 等. 大涵道比涡扇发动机整机稳定边界预测方法[J]. 航空计算技术, 2013, 43(1): 81-84.
 LAI Anqing, HU Jun, ZHAO Yunsheng, et al. Numerical simulation of aerodynamic stability limit of high bypass turbofan engine[J]. Aeronautical Computing Technique, 2013, 43(1): 81-84. (in Chinese)
 [16] Riegler C, Bauer M, Kurzke J. Some aspects of modelling compressor behavior in gas turbine performance calculations[R]. ASME 2000-GT-574.

(编辑: 刘 亮)