

涡扇发动机整机试验高压压气机流量计算方法研究^{*}

姜逸轩, 曹传军

(中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

摘要: 发展了一种涡扇发动机整机状态下高压压气机进口流量的计算方法。通过部件试验获得转速、压比、可调静叶(VSV)角度和级间引气对高压压气机进口换算流量的影响规律, 基于此规律将核心机试验结果修正到设计要求状态, 获得对应于设计要求工况的压气机“转速-流量基准数据”。基于该“转速-流量基准数据”和整机试验工况相对于设计要求状态的偏差, 根据部件试验获得的各因素影响规律, 修正得到整机试验实际工况下的高压压气机的进口流量。本方法经某大涵道比涡扇发动机部件试验和多台份核心机试验验证, 方法可靠, 流量计算偏差小于0.5%, 应用于整机试验能够有效支撑试验的开展和整机性能的评估。

关键词: 涡扇发动机; 整机试验; 高压压气机; 进口流量; 计算

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2023) 10-2206055-10

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2206055

Approach for Computing Mass Flow Rate of High Pressure Compressor in Turbofan Engine Test

JIANG Yi-xuan, CAO Chuan-jun

(AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China)

Abstract: Proposed an approach for obtaining high pressure compressor (HPC) inlet mass flow rate in a turbofan engine test. Firstly, data of HPC rig tests is accumulated to illustrate which pattern the HPC mass flow rate is influenced by rotational speed, pressure ratio, variable stator vanes (VSV) angle, and inter-stage bleeding. Secondly, based on the pattern acquired above, the HPC mass flow rate in core engine tests is modified to get the “rotational speed-mass flow rate baseline data”, which is accord with the design objective. Lastly, the HPC massflow rate under actual working condition of a whole engine test is calculated by modifying the “rotational speed-mass flow rate baseline data”, based on the deviation from design objective of the influence factors. This approach has been verified by HPC rig tests and core engine tests of a certain high bypass ratio turbofan engine. The deviation of calculated mass flow rate is less than 0.5%. It can effectively support whole engine tests and the evaluation of engine performance.

Key words: Turbofan engine; Whole engine test; High pressure compressor; Inlet mass flow; Computation

^{*} 收稿日期: 2022-06-23; 修订日期: 2022-11-22。

作者简介: 姜逸轩, 硕士, 工程师, 研究领域为压气机气动设计及试验技术。

通讯作者: 曹传军, 博士, 研究员, 研究领域为压气机设计及试验技术。E-mail: ccjnuaa@126.com

引用格式: 姜逸轩, 曹传军. 涡扇发动机整机试验高压压气机流量计算方法研究[J]. 推进技术, 2023, 44(10): 2206055.
(JIANG Yi-xuan, CAO Chuan-jun. Approach for Computing Mass Flow Rate of High Pressure Compressor in Turbofan Engine Test[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(10): 2206055.)

1 引 言

涡扇发动机整机试验中,内涵道流量是一项关键性能参数,增压级、高压压气机、燃烧室和高压涡轮的部件特性评估,以及发动机推力、耗油率和涡轮前温度等整机性能参数的计算,均依赖于内涵道流量的准确获取^[1-4]。涡扇发动机整机试验中,内涵道流量无法直接通过试验测量得到,如何有效获取整机内涵道流量,对涡扇发动机整机性能评定至关重要。

发动机流量通常使用流量管进行测量^[5],流量管试验前经过标定后可以实现高精度测量^[6-7]。对于涡扇发动机整机进口流量,可以通过在整机进口加装流量管的方式测量得到^[8-9]。而对于内涵道的流量测量,整机状态下无法加装流量管,试验测试手段只能在高压压气机进口通过“总压耙+壁面静压孔”的方式进行测量,进一步计算得到空气流量,然而由于这种方式无法准确得到总压、静压的截面平均值,以及与几何尺寸相关的数据,计算得到的空气流量与真实值偏差较大^[10-11],工程上无法有效应用。因此,内涵道流量只能通过间接方式得到。赵琳等^[12]介绍了一种气体流量估算方法,通过联立求解内、外涵出口静压平衡关系、尾喷口流量关系及焓增流量关系等 4 个流量平衡方程对气体流量进行估算。高扬等^[13]通过燃烧室能量守恒方程,迭代计算求解得到高压涡轮流量,进而得到内涵道流量。这些方法均需求解复杂的方程组,且对方程组输入数据有苛刻的要求,一般只能应用于试验后的结果分析,无法应用于整机试验过程中内涵道流量的实时获取和监控。

核心机试验可以通过流量管直接测量,获得高压压气机进口流量。但是由于核心机试验高压压气机工作线高低、VSV 角度^[14-16]及级间引气^[17-19]等条件,不可避免地会与整机试验存在差异。这些差异对高压压气机流量均会产生影响。因此,核心机试验流量结果无法直接应用于整机试验。本文基于某大涵道比涡扇发动机研制过程积累的经验,提出一种基于核心机试验结果获得整机试验高压气机进口流量的计算方法,可应用于整机试验高压压气机流量数据的实时获取和监控。本文方法通过核心机试验获得发动机高压压气机进口初始流量,考虑硬件偏差的影响修正到设计要求状态下,得到设计状态下的基准流量。将该基准数据应用于整机试验,考虑整机状态各因素实物偏差对流量的影响,进行多因素修正,得到整机状态下高压压气机的流量。其

多因素对流量的影响规律,通过高压压气机部件性能试验获得。

2 整机高压压气机流量计算方法

核心机与整机的试验工况和试验方法最为接近,核心机试验对整机具有最直接的支撑作用。本文方法基于核心机试验结果,修正计算后得到整机试验高压压气机的流量。

计算过程见图 1,其主要步骤包括:

- (1)通过高压压气机部件试验,获得转速、压比、VSV (Variable Stator Vane, 可调静叶) 角度及级间引气量变化,对进口换算流量的影响规律;
 - (2)通过核心机试验获得高压压气机初始流量结果;
 - (3)考虑核心机试验件硬件状态与设计状态的差异,基于核心机试验获得的初始流量和部件试验获得的各因素对高压压气机流量的影响规律,修正核心机试验结果到设计压比、VSV 角度、级间引气状态,得到“转速-流量基准数据”;
 - (4)应用于整机试验,考虑整机试验件试验边界条件、硬件实物状态偏差,基于核心机试验获得的“转速-流量基准数据”和部件试验获得的各因素影响规律,修正获得对应整机实物状态下的高压压气机流量。
- 需要说明的是,上述部件试验、核心机试验、整机试验中高压压气机的设计构型需保持一致。

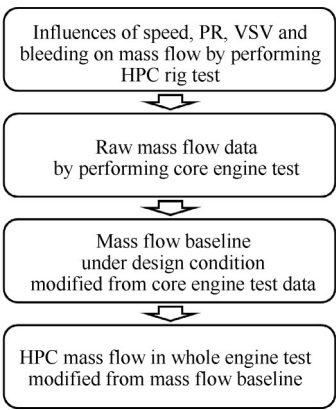


Fig. 1 Process of obtaining mass flow of high pressure compressor in a turbofan engine test

2.1 部件试验获得各因素对流量的影响规律

通过高压压气机部件性能试验,获取高压压气机的转速、压比、VSV 角度及级间引气率变化,对进口换算流量的影响规律。该影响规律将应用于后续核心机、整机试验结果的修正过程。

需要说明的是,部件试验中,各因素偏离量的变化范围,均需覆盖核心机、整机试验可能达到的工况范围。工况范围的要求,通常由总体性能专业在设计阶段给出,部件试验可基于该要求根据实际试验条件进行适当拓宽。如果部件试验完成后,发动机进行了二次优化,且其新的工况范围,超出已有部件试验结果的范围,可以借助向外插值、CFD仿真和补做部件试验等措施进行解决。

2.1.1 转速、压比对换算流量的影响规律

图2是高压压气机等转速换算流量-压比特性线,不同压比 π 下的换算流量 ψ 是有差异的。整机状态下,受涡轮、喷管流通能力等因素的影响,高压压气机工作点沿特性线移动,高压压气机进口换算流量随之发生变化。

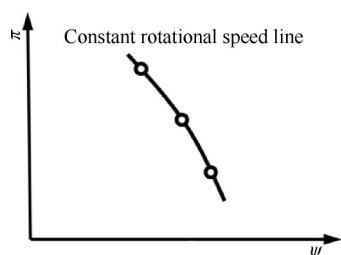


Fig. 2 Massflow changes with pressure ratio in constant rotational speed line

因此,整机上不可避免地需要修正压比对流量的影响。需要首先通过高压压气机部件性能试验,获得每个转速下,换算流量随压比的变化规律。具体过程为:

步骤1,开展部件性能试验获得 n 个典型转速下高压压气机的换算流量-压比特性,见图3。该 n 个典型转速需能够涵盖全转速范围性能,其他转速的结果将通过该 n 个典型转速结果插值得到。

步骤2,对于步骤1中任意一个相对换算转速 $\omega_i (i = 1 \sim n)$,获取 m_i 个压比下高压压气机的进口换

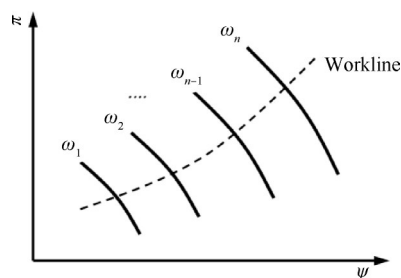


Fig. 3 Massflow-pressure ratio characteristic lines of HPC

算流量,该 m_i 个压比需能够覆盖整机试验该转速下高压压气机的工况范围。不同 ω_i 转速下,试验压比的数量 m_i 可以不相同。

步骤3,发动机设计时,会给出一条高压压气机工作线设计要求,即特定 ω_i 转速下,给出唯一的高压压气机压比设计要求 $\pi_{i, \text{design}}$,通过部件试验获得该压比下的换算流量为 $\psi_{i, \text{design}}$ 。

步骤4,将压比、流量无量纲化。 ω_i 转速下,通过部件试验获得每个压比 $\pi_{i,j} (j = 1 \sim m_i)$ 下的换算流量为 $\psi_{i,j} (j = 1 \sim m_i)$ 。对压比进行无量纲化处理,有

$$\Delta\pi_{ij}^* = \frac{\pi_{ij} - \pi_{i, \text{design}}}{\pi_{i, \text{design}}} \quad (1)$$

换算流量无量纲化处理

$$\Delta\psi_{ij}^* = \frac{\psi_{ij} - \psi_{i, \text{design}}}{\psi_{i, \text{design}}} \quad (2)$$

步骤5,类似地,对于 $\omega_1, \omega_2 \dots \omega_n$ 所有转速进行上述压比、换算流量无量纲化处理,从而可以获得如图4所示无量纲结果。

步骤6,不同转速之间,无量纲压比偏差量 $\Delta\pi_{i,j}^*$ 的数量、数值均是不相同的,为了后续核心机、整机试验结果修正,进行双线性插值时计算简便(2.3.1节步骤2),需对步骤5的结果进行“整齐化处理”。见图5,选取 m 个无量纲压比偏差值 $\Delta\pi_j^* (j = 1 \sim m)$,使其能够覆盖发动机最大工作范围。将步骤5中每个 $\omega_i (i = 1 \sim n)$ 转速下 $\Delta\pi_{i,j}^* (j = 1 \sim m_i)$ 的结果,插值到

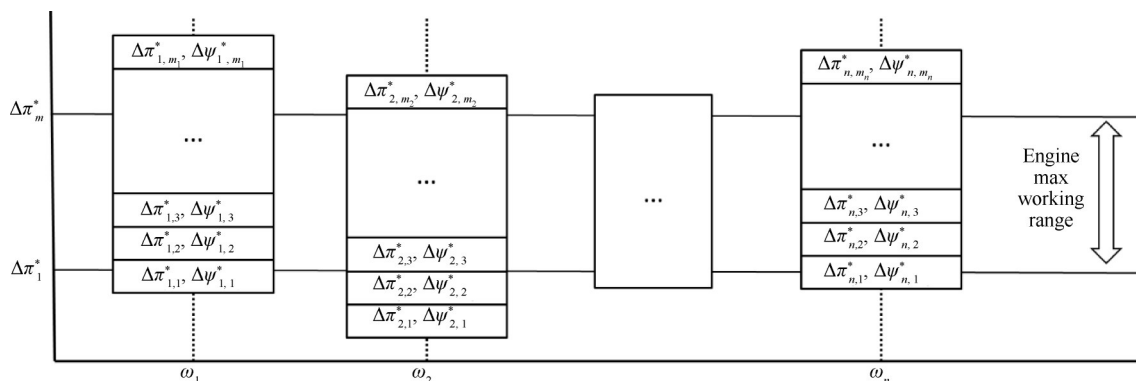


Fig. 4 Dimensionless results of pressure ratio and massflow

$\Delta\pi_j^*$ ($j = 1 \sim m$), 获得对应新的一组无量纲流量相对偏差 $\Delta\psi_{i,j}^*$ ($j = 1 \sim m$)。该结果将应用于后续核心机(2.3.1节)、整机(2.4节)试验结果的修正过程。需要指出的是:

(1) 该高压压气机部件试验进出口总压测点的轴向、周向位置, 需同对应的核心机、整机试验测点位置保持一致, 以确保压比数据的一致性。如无法保证测点位置一致, 需对相应压力测量值进行修正, 以免影响流量计算的准确性。

(2) 部件试验、核心机试验中, 高压压气机进口应布置畸变发生装置, 以保证进口条件与整机试验的相似性。

(3) 由于部件试验直接测量的是进口物理流量, 计算换算流量需用到进口总压、总温。总压、总温数据需要先进行相关修正(总压应进行测点位置差异引起的总压损失的修正, 总温应进行马赫数影响修正)^[20], 再参与流量计算, 以确保流量数据的准确性。本文后续所述部件试验、核心机试验, 均需进行该修正。

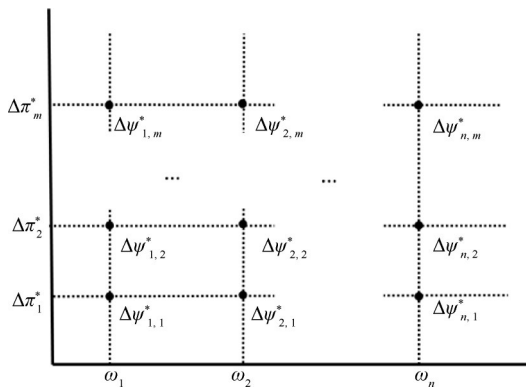


Fig. 5 Further processed dimensionless results of pressure ratio and massflow

2.1.2 VSV 角度差异对换算流量的影响规律

多级高压压气机前面级静子叶片, 多为可调静子叶片。受 VSV 调节机构机械设计方案精度、加工装配偏差、调节机构受力变形、试验升降转行程等因素影响, 试验件实物状态下高压压气机实际 VSV 角度, 与设计值会存在偏差。而 VSV 角度偏差对高压压气机进口换算流量的影响是非常显著的。某大涵道比涡扇发动机高压压气机部件试验结果表明, 设计转速下 VSV 联动调节, 主调级角度变化 1° , 换算流量将变化 1.3%。因此需要通过部件试验获得 VSV 角度偏差对换算流量的影响规律。

多级 VSV 联调作动时, 一般存在一个主调级。

通过控制主调级的角度变化, 实现多级 VSV 角度联动调节。本文所述方法, 研究多级 VSV 联动过程中, 主调级角度 β 的变化对换算流量 ψ 的影响。

高压压气机设计过程, 会给出 VSV 角度随转速变化的设计目标调节规律。任意相对换算转速 ω_i 下, 主调级的设计角度为 $\beta_{i, \text{design}}$ 。

高压压气机部件试验中, 选取 n 个典型转速开展 VSV 角度敏感性试验, 通过打开、关闭一定的角度, 获得高压压气机进口换算流量随主调级 VSV 角度的变化规律。其处理过程为:

步骤 1, 对任意 ω_i ($i = 1 \sim n$) 转速下, 选取 t_i 个主调级角度值, 通过试验获取主调级实际角度为 $\beta_{i,p}$ ($p = 1 \sim t_i$) 时, 换算流量为 $\psi_{i,p}$ ($p = 1 \sim t_i$)。该 t_i 个主调级角度值, 需同时包括偏开、偏关工况(相对于设计角度), 且需覆盖整机状态下 VSV 角度偏离设计值的工况范围。且该 t_i 个角度中, 需包括设计角度 $\beta_{i, \text{design}}$ 工况, 该角度下的试验换算流量为 $\psi_{i, \text{design}}$ 。

步骤 2, 计算 ω_i 转速下主调级角度偏差量

$$\Delta\beta_{i,p} = \beta_{i,p} - \beta_{i, \text{design}} \quad (3)$$

计算无量纲流量偏差量

$$\Delta\psi_{i,p}^* = \frac{\psi_{i,p} - \psi_{i, \text{design}}}{\psi_{i, \text{design}}} \quad (4)$$

需要说明的是, VSV 角度变化也会引起压比的变化(如图 6 中 A 点变化到 A' 点)。因此需要进行解耦处理, 将 VSV 变化带来的压比变化剥离出来, 在等压比条件下分析 VSV 角度对换算流量的影响。如图 6 所示, 试验得到 ω_i 转速设计角度下的特性线 SAC, 其中 A 点为设计压比点。基于 A 点, 保持其他试验条件不变, 单独变化 VSV 后, 得到试验点 A'。解耦处理时, 将 SAC 沿 A 点平移得到变角度后的特性线 S'A'C' (S'A'C' 应通过试验测量得到, 此处平移为一种简化处理方法), 该特性线上设计压比点为 B。取 A 点到 B 点的流量变化量, 作为 VSV 单因素对换算流量的影响量。B 点到 A' 点流量的变化, 通过压比差异进行修正。

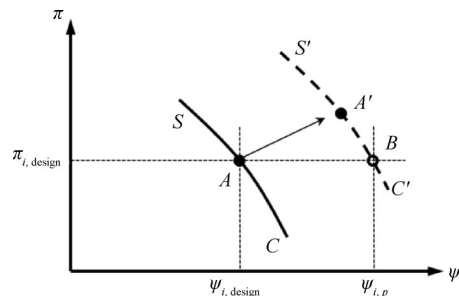


Fig. 6 Decoupling process of influences on mass flow of VSV and PR

步骤3,如图7所示, ω_i 转速下,通过最小二乘法进行线性拟合,获取该转速下,无量纲流量偏差量 $\Delta\psi_{i,p}^*$ 随角度偏差量 $\Delta\beta_{i,p}$ 的变化规律,即

$$\Delta\psi_{i,p}^* = k_{\text{VSV},i} \Delta\beta_{i,p} \quad (5)$$

步骤4,类似地,获取所有转速下,无量纲流量偏差量 $\Delta\psi_{i,p}^*$ 随角度的偏差量 $\Delta\beta_{i,p}$ 的变化规律,每个转速 ω_i 均可获得式(5)所示的表达式和拟合系数 $k_{\text{VSV},i}$ ($i = 1 \sim n$)。从而可以得 n 组数据 $(\omega_1, k_{\text{VSV},1})$, $(\omega_2, k_{\text{VSV},2})$, $\dots$, $(\omega_n, k_{\text{VSV},n})$ 。同样地,通过最小二次线性拟合,获得 $k_{\text{VSV},i}$ 随转速 ω_i 的变化规律,即

$$k_{\text{VSV},i} = a_{\text{VSV}} \omega_i + b_{\text{VSV}} \quad (6)$$

步骤5,将式(6)代入式(5),可以得到

$$\Delta\psi_{i,p}^* = (a_{\text{VSV}} \omega_i + b_{\text{VSV}}) \Delta\beta_{i,p} \quad (7)$$

式(7)对任意转速 ω_i 、任意角度偏差 $\Delta\beta_{i,p}$ 均适用,因此关于转速的下标 i 、关于角度的下标 p 、可以省略掉,从而式(7)可以进行简写。即任意转速 ω 下,主调级角度偏离设计目标角度 $\Delta\beta$ 时,高压压气机进口换算流量的相对变化量为式(8),获得的换算流量随VSV角度的变化规律,即可用于同构型的核心机、整机试验中。

$$\Delta\psi^* = (a_{\text{VSV}} \omega + b_{\text{VSV}}) \Delta\beta \quad (8)$$

2.1.3 级间引气对换算流量的影响规律

发动机防冰、涡轮冷却及飞机客舱供气等,均需要从高压压气机级间引走部分气体。高压压气机级间一般会有多个位置存在引气,每处引气对高压压气机进口换算流量均会产生一定影响,因而每处级间引气对进口换算流量的影响规律均需要通过部件试验获得。

假设高压压气机级间共 r 处引气。对于第 v 处($v = 1 \sim r$)级间引气,采用类似2.1.2节的处理流程,获

得试验引气率相对于设计引气率的偏差量为 $\Delta\phi_v$ 时,高压压气机换算流量的变化率为

$$\Delta\psi_v^* = (a_{\text{bleed},v} \omega + b_{\text{bleed},v}) \Delta\phi_v \quad (9)$$

式中 $a_{\text{bleed},v}$, $b_{\text{bleed},v}$ 是采用最小二乘法线性拟合得到的系数(拟合过程参照2.1.2节步骤3~5)。

类似地,对于所有 r 处级间引气,均可获得式(9)的规律。从而进一步得到,任意转速 ω 下,多处引气位置的引气率同时变化时,高压压气机进口流量的相对变化量为

$$\Delta\psi^* = -1 + \prod_{v=1}^r (1 + \Delta\psi_v^*) = -1 + \prod_{v=1}^r (1 + (a_{\text{bleed},v} \omega + b_{\text{bleed},v}) \Delta\phi_v) \quad (10)$$

式(10)将应用于核心机(2.3.1节)、整机(2.4节)试验结果的修正过程。

需要指出的是,式(9)对于 $\Delta\psi_v^*$ 随 $\Delta\phi_v$ 的变化规律采用了最小二乘法进行线性拟合,高压压气机某些工况,其 $\Delta\psi_v^*$ 随 $\Delta\phi_v$ 的变化规律可能不完全是线性变化。如果线性规律无法有效解决,可以尝试其他规律进行拟合。

2.2 通过核心机试验获取初始流量数据

核心机开展常规性能录取试验时,录取全转速范围内工作线上的数据。工作线上的每个相对换算转速 ω ,试验得到该转速下高压压气机进口换算流量 ψ_{core} ,高压压气机总压比 π_{core} ,VSV主调级角度值 β_{core} ,以及每个引气位置处的引气率 $\phi_{\text{core},v}$ ($v = 1 \sim r$)。

2.3 修正核心机试验结果获得设计基准流量数据

受核心机匹配调整,以及硬件装配、加工等因素的影响,2.2节核心机试验工况的压比、VSV角度及级间引气率等试验条件,与设计目标要求的条件,会存在一定偏差。因此需要利用2.1节获得的各因素对

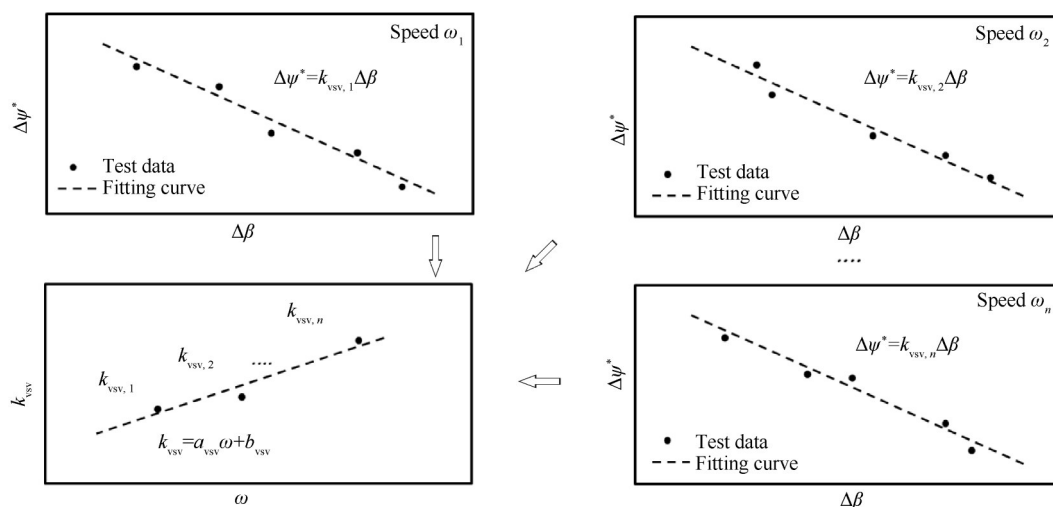


Fig. 7 Fitting process of VSV coefficient

换算流量的影响规律,对2.2节核心机原始流量数据进行修正,得到对应于设计目标要求状态的“转速-流量基准数据”。

2.3.1 压比偏差影响修正

核心机试验件上,涡轮、喷管等部件的装配、加工偏差,影响高压压气机出口状态,从而影响高压压气机工作线的高低(即高压压气机压比的高低),进而影响高压压气机的进口换算流量。比较核心机高压压气机压比,相对于设计要求的偏差,将换算流量修正到设计要求状态。修正过程如下:

步骤1,对于 $\omega_i (i=1\sim n)$ 转速,核心机试验实测压比 $\pi_{i,core}$,计算相对于2.1.1节步骤3所述设计基准压比 $\pi_{i,design}$ 的相对偏差量

$$\Delta\pi_{i,core}^* = \frac{\pi_{i,core} - \pi_{i,design}}{\pi_{i,design}} \quad (11)$$

步骤2,将步骤1获得的 $(\omega_i, \Delta\pi_{i,core}^*)$,基于2.1.1节步骤6中获取的结果,通过双线性插值方法,获得对应压比偏差 $\Delta\pi_{i,core}^*$ 的流量修正系数 $\lambda_{\pi,core}$ (即换算流量相对变化量 $\Delta\psi_{i,core}^*$)。其插值过程为:

(a)借助代码程序等工具,找到 $(\omega_i, \Delta\pi_{i,core}^*)$ 在2.1.1节步骤6结果中所处的区间,即 $\omega_f \leq \omega_i < \omega_{f+1}$, $\Delta\pi_g^* \leq \Delta\pi_{i,core}^* < \Delta\pi_{g+1}^*$ 。

(b)如图8所示,通过双线性插值,获得压比偏差对流量影响的修正系数

$$\begin{aligned} \lambda_{\pi,core} = \Delta\psi_{i,core}^* = & \frac{\Delta\pi_{g+1}^* - \Delta\pi_{i,core}^*}{\Delta\pi_{g+1}^* - \Delta\pi_g^*} \left(\frac{\omega_{f+1} - \omega_i}{\omega_{f+1} - \omega_f} \Delta\psi_{f,g}^* + \right. \\ & \left. \frac{\omega_i - \omega_f}{\omega_{f+1} - \omega_f} \Delta\psi_{f+1,g}^* \right) + \\ & \frac{\Delta\pi_{i,core}^* - \Delta\pi_g^*}{\Delta\pi_{g+1}^* - \Delta\pi_g^*} \left(\frac{\omega_{f+1} - \omega_i}{\omega_{f+1} - \omega_f} \Delta\psi_{f,g+1}^* + \right. \\ & \left. \frac{\omega_i - \omega_f}{\omega_{f+1} - \omega_f} \Delta\psi_{f+1,g+1}^* \right) \end{aligned} \quad (12)$$

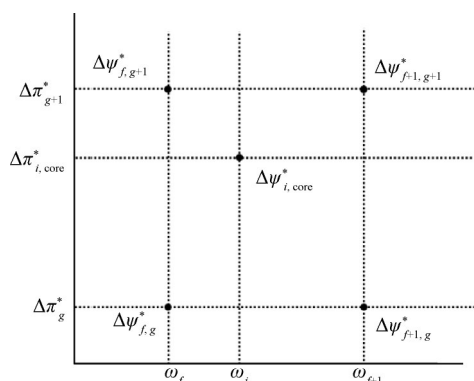


Fig. 8 Linear interpolation for speed and pressure ratio

2.3.2 VSV角度偏差影响修正

核心机试验 ω 转速下,通过叶片端布置的角位移传感器,直接测量获得VSV主调级角度值 β_{core} ,高压压气机进口换算流量测量值为 ψ_{core} 。计算该转速下,主调级角度相对于设计目标角度 β_{design} 的偏差量为

$$\Delta\beta_{core} = \beta_{core} - \beta_{design} \quad (13)$$

将 $(\omega, \Delta\beta_{core})$ 代入2.1.2节步骤5式(8)中,计算得到核心机试验VSV角度偏差对换算流量的修正系数为

$$\lambda_{vsv,core} = \Delta\psi_{core}^* = (a_{vsv}\omega + b_{vsv})\Delta\beta_{core} \quad (14)$$

2.3.3 级间引气率偏差影响修正

高压压气机级间共 r 处引气位置。核心机试验 ω 转速下,第 v 处($v=1\sim r$)引气率,相对于设计引气率的偏差为 $\Delta\phi_v$ 。则由2.1.3节式(10)可以获得,由于该引气偏差的存在,高压压气机进口换算流量修正到设计引气率下的修正系数应为

$$\begin{aligned} \lambda_{bleed,core} = \Delta\psi^* = & \prod_{v=1}^r (1 + \Delta\psi_v^*) - 1 = \\ & \prod_{v=1}^r (1 + (a_{bleed,v}\omega + b_{bleed,v})\Delta\phi_v) - 1 \end{aligned} \quad (15)$$

2.3.4 获得设计状态下“转速-流量基准数据”

基于核心机试验结果,考虑压比、VSV、级间引气相对于设计要求的偏差,将高压压气机进口换算流量修正到设计要求状态下,得到 ω 转速下的“基准流量”为

$$\psi_{base} = \psi_{core} (1 - \lambda_{\pi,core}) \cdot (1 - \lambda_{vsv,core}) (1 - \lambda_{bleed,core}) \quad (16)$$

式中 $\lambda_{\pi,core}$, $\lambda_{vsv,core}$, $\lambda_{bleed,core}$ 分别由式(12), (14), (15)计算得到。

由此得到了一组修正后的“转速-流量基准数据”。该结果将作为后续整机试验中,高压压气机进口换算流量计算的基准数据。

2.4 整机状态下内涵道流量的获取

涡扇发动机整机试验,其内涵道流量无法直接测量获取,只能通过间接方式计算得到。基于2.3.4节获得的设计要求状态下的“转速-流量基准数据”,考虑整机试验中压比、VSV、级间引气相对于设计要求的偏差量,分别进行修正后获得整机试验实际状态下高压压气机的进口换算流量。

整机试验中,对于任意转速,通过试验测量得到高压轴相对换算转速 ω 、高压压气机压比 π_{engine} 、主调级实测角度值为 β_{engine} 和各引气位置的实测引气率 $\phi_{engine,v} (v=1\sim r)$ 。修正计算过程为:

步骤1,基于2.3.4节设计要求状态的“转速-流量基准数据”,通过线性插值,得到 ω 转速设计要求工况下高压压气机进口换算流量为 ψ_{base} 。

步骤2,针对压比相对于设计要求的偏差,对流量进行修正。

计算压比相对偏差

$$\Delta\pi_{engine}^* = \frac{\pi_{engine} - \pi_{design}}{\pi_{design}} \quad (17)$$

将 $(\omega, \Delta\pi_{engine}^*)$ 数据代入2.1.1节步骤6的结果,采用2.3.1节步骤2所述双线性插值计算方法,获得压比偏差对流量的修正系数 $\lambda_{\pi, engine}$ 。

步骤3,针对VSV角度相对于设计要求的偏差,对流量进行修正。

计算该转速下,主调级角度相对于设计目标角度的偏差为

$$\Delta\beta_{engine} = \beta_{engine} - \beta_{design} \quad (18)$$

将 $(\omega, \Delta\beta_{engine})$ 代入2.1.2节步骤5公式(8)中,计算获得VSV角度偏差对进口换算流量的修正系数为

$$\lambda_{vsv, engine} = \Delta\psi^* = (a_{vsv} \omega + b_{vsv}) \Delta\beta_{engine} \quad (19)$$

步骤4,针对级间引气率相对于设计要求的偏差,对流量进行修正。

整机试验 ω 转速下,第 v 处($v = 1 \sim r$)引气率,相对于设计引气率的偏差为 $\Delta\phi_{engine, v}$ 。则由2.1.3节式(10)可以获得,该引气偏差对流量的修正系数为

$$\lambda_{bleed, engine} = \Delta\psi^* = \prod_{v=1}^r (1 + (a_{bleed, v} \omega + b_{bleed, v}) \Delta\phi_{engine, v}) - 1 \quad (20)$$

步骤5,在对应设计要求条件高压压气机进口换算流量 ψ_{base} 的基础上,分别进行压比、VSV角度、级间引气率偏差影响的修正,得到整机实际状态下高压压气机的进口换算流量为

$$\psi_{engine} = \psi_{base} (1 + \lambda_{\pi, engine}) (1 + \lambda_{vsv, engine}) (1 + \lambda_{bleed, engine}) \quad (21)$$

由此可进一步获得高压压气机进口物理流量,进而得到内涵道增压级、燃烧室、高压涡轮等其他部件的流量数据以及涡轮前温度等整机性能参数,从而可以有效支撑涡扇发动机整机性能的评估。

3 结果与讨论

本文所述方法,应用于某大涵道比涡扇发动机研制过程,通过部件、核心机和整机试验验证了方法的有效性。

3.1 试验件及试验设备

某大涵道比涡扇发动机,采用双转子、直接传动、内外涵分别排气设计,由1级风扇、3级增压级、10级高压压气机、低排放环形燃烧室、2级高压涡轮和7级低压涡轮组成。该发动机研制过程,累计开展部件、核心机和整机多层级试验,试验均在中国航发商发临港试验基地各类试验台完成。其中,整机试验台如图9所示。

部件、核心机试验件进口均布置有转接段,以模拟整机环境下增压级与高压压气机之间的中介机匣流道。大涵道比民机高压压气机进口周向总压畸变较小,通常不予考虑,但径向总压畸变不能忽视。因此,部件、核心机试验件进口均加装有径向总压畸变发生装置,以模拟整机环境高压压气机进口总压径向剖面。

各层级的试验件中,高压压气机的设计构型完全相同,但是受加工、装配等因素影响,硬件的实物状态略有差异。高压压气机为十级轴流压气机,设计转速下,总压比约22,进口换算流量约30kg/s。前五级静子为可调静叶设计,其安装角度可通过作动机构实现联动调节。四级、七级静叶尾缘后设计有级间引气。

3.2 部件与核心机试验结果的一致性

某大涵道比涡扇发动机研制过程中,在高压压气机部件试验件和核心机试验件上,完成压比、VSV

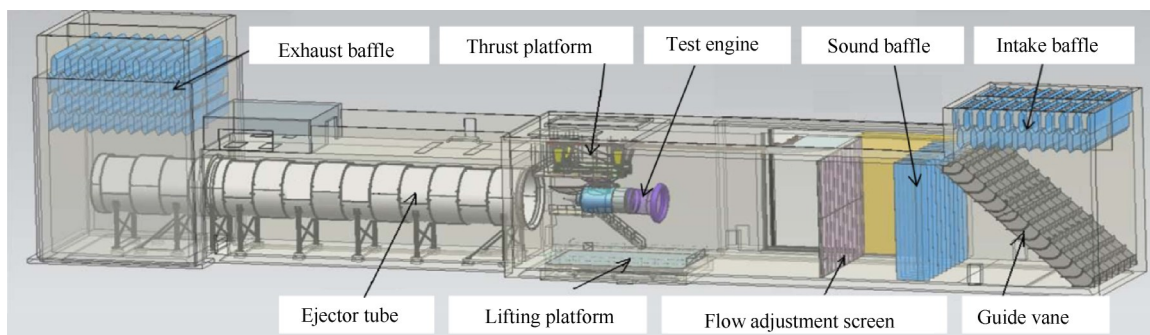


Fig. 9 Test bed for whole engine

及级间引气对换算流量影响的敏感性试验,得到各因素对进口换算流量的影响规律,验证了本文所述方法的合理性,同时验证了核心机与部件试验结果的一致性。

核心机通过更换不同面积喷管,改变压气机工作线高低(即改变压气机压比),获得同转速下不同压比工况高压压气机进口换算流量的变化规律。图 10 给出了某大涵道比涡扇发动机核心机试验 90%,94%,96% 转速下高压压气机进口换算流量随压比的变化规律,与部件试验结果的对比。从图中可知,两者一致性较好。表明设计构型相同的高压压气机,部件试验获得的压比-流量变化规律,可以直接应用于核心机试验,由此推断,可进一步应用于整机试验当中。

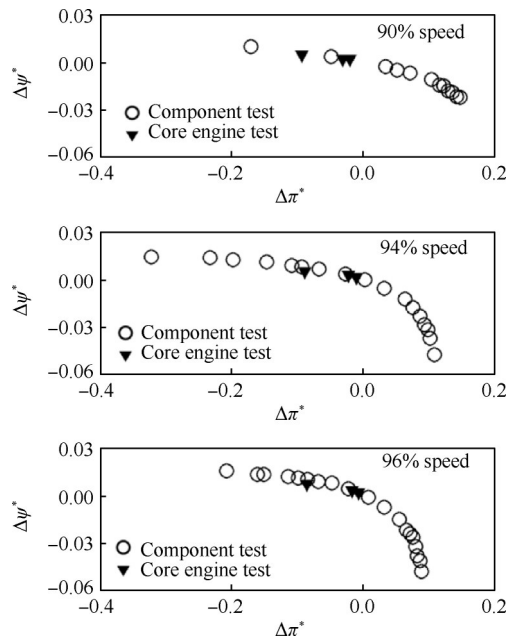


Fig. 10 Test results of the influence of pressure ratio on mass flow

高压压气机部件试验、核心机试验中,在 75%,90%,98% 转速开展了打开、关闭 VSV 角度的试验,获取了 VSV 角度变化对高压压气机进口换算流量的影响规律,如图 11 所示。核心机试验结果与部件试验结果一致性较好。同一转速下,换算流量相对变化量 $\Delta\psi^*$ 与主调级角度变化量 $\Delta\beta$ 呈现很好的线性负相关关系。不同转速下,系数 k_{vsv} 与转速 ω 之间同样呈现很好的线性相关关系。

高压压气机部件试验中,在 55%,90%,98% 转速开展了增大、减小四级后级间引气率的试验。核心机试验中,在 98% 转速开展了类似试验。图 12 给出

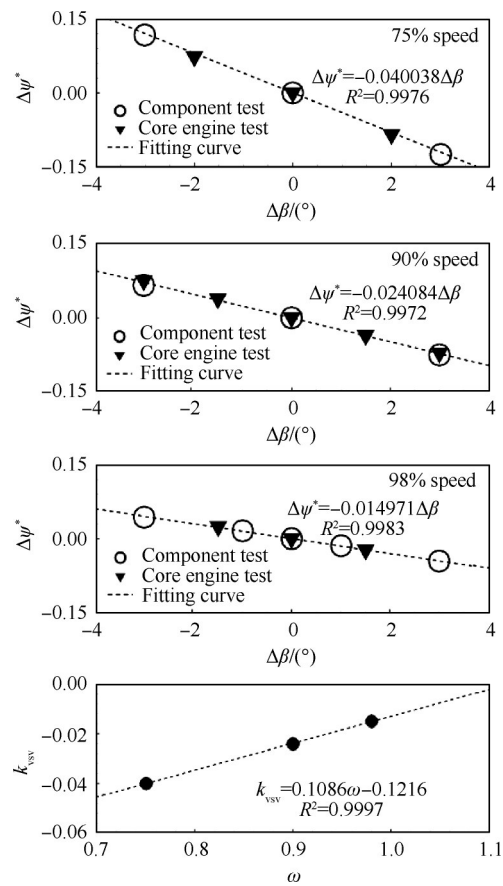


Fig. 11 Test results of the influence of VSV angle on massflow

了试验结果。在 98% 转速,部件与核心机试验结果一致性较好。同一转速下,换算流量相对变化量 $\Delta\psi^*$ 与四级后级间引气率变化量 $\Delta\phi_4$ 呈现很好的线性相关关系。不同转速下,系数 $k_{\text{vsv},4}$ 与转速 ω 之间同样呈现很好的线性相关关系。

由上述试验结果可知,高压压气机设计构型相同的情况下,部件试验与核心机试验开展的压比、VSV 及级间引气敏感性试验,获得的各因素对换算流量的影响规律一致性较好。因此,部件试验获得的影响规律,可直接应用于核心机试验,由此推断可进一步应用于构型相同的整机试验当中。

由于核心机试验成本较高,所开展的各因素敏感性试验工况有限,因此通常借助高压压气机部件试验开展多工况试验,获得所需要的影响规律。

3.3 核心机试验结果之间的相互验证

核心机试验中高压压气机进口换算流量可以通过试验测量获得,通过不同台份核心机试验实测流量结果,校验本文方法的有效性。

某大涵道比涡扇发动机研制过程中,A,B 两台份核心机高压压气机设计要求和设计构型完全相同。

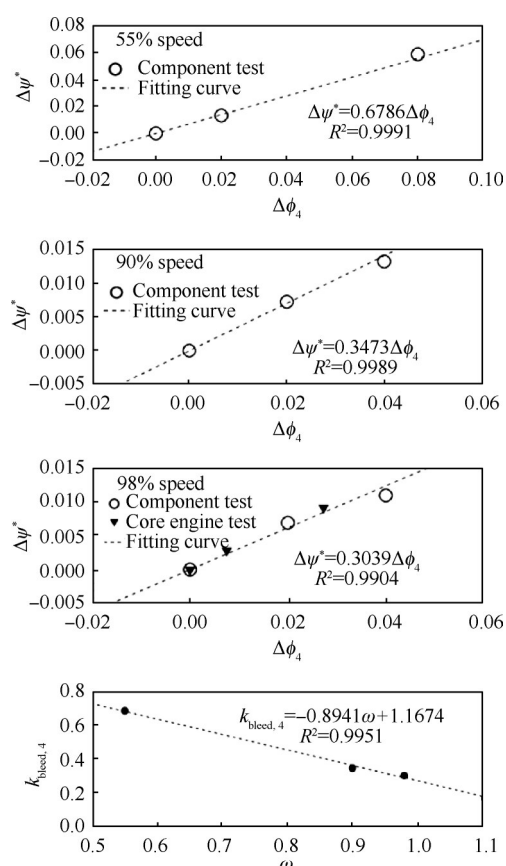


Fig. 12 Test results of the influence of bleeding on massflow

但是由于加工、装配及VSV角度标定等因素的影响,高压压气机硬件实物状态存在差异,且受核心机喷管实物加工状态导致的流通能力差异的影响,高压压气机所处的工作环境也存在差异。因而,两台核心机实物状态下高压压气机进口换算流量也存在差异。

基于A核心机试验实测结果,通过本文2.2,2.3节的过程,修正得到对应设计要求状态下“转速-流量基准数据”。然后基于该基准数据,采用2.4节所述方法,应用于B台份核心机试验中,计算得到B台份核心机高压压气机的进口换算流量,如图13中虚线结果。图13中实线为B台份核心机试验通过进口流量管测量获得的高压压气机进口换算流量。与试验测量流量相比,本文方法计算获得的流量各转速下偏差小于0.5%,验证了本文所述方法具有较高的精度。

由于机械机构等原因,升转过程和降转过程VSV角度存在一定差异,因而高压压气机进口换算流量在升转过程和降转过程也表现出一定的差异,如图13所示。某大涵道比涡扇发动机多台份核心机试验经验表明,VSV角度偏差是对流量影响最大的因素。

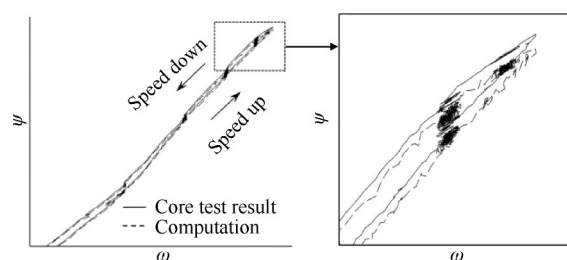


Fig. 13 Difference between computed massflow and test result of core engine B

3.4 涡扇发动机整机试验流量计算结果

某大涵道比涡扇发动机研制过程中,整机试验仅测量发动机进口流量,高压压气机进口换算流量无法直接测量获得。图14给出了某台份整机试验,应用本方法获取的高压压气机进口换算流量。

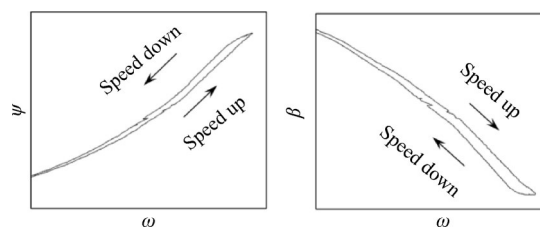


Fig. 14 Test results of a turbofan engine

涡扇发动机高压压气机流量的准确获取,对发动机整机性能的评定至关重要。发动机增压级特性、涡轮特性以及涡轮前温度等重要结果的有效评估,均依赖于高压压气机流量的准确获取。通过本文方法得到高压压气机进口流量,可以有效支撑整机性能的评估工作。

4 结论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)基于核心机试验结果,通过转速、压比、VSV角度和级间引气等差异修正,得到整机状态下高压压气机的进口换算流量。各因素对流量的影响规律,通过部件试验获得。该方法可实现整机试验过程中高压压气机流量的实时获取和监控。

(2)核心机试验开展的压比、VSV角度、级间引气敏感性试验,获得的各因素对高压压气机进口换算流量的影响规律,与部件试验结果一致,表明设计构型相同的高压压气机,其部件试验获得影响规律可直接应用于核心机,从而可以进一步应用于发动机整机试验。

(3)本文方法应用于某大涵道比涡扇发动机研制过程,经多台份核心机、整机试验验证,流量计算

偏差小于0.5%,方法科学合理,可准确获得涡扇发动机整机试验高压压气机的流量并支撑发动机整机性能评定。

参考文献

- [1] 廉筱纯, 吴 虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
- [2] 潘率诚, 李刚团, 丁朝霞, 等. 基于部件特性的航空发动机性能模型修正[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2016, 29(6): 26-29.
- [3] 吴学辉, 李志刚, 陶增元. 参数小偏差对某高推重比航空发动机性能的影响分析[J]. 航空动力学报, 2005, 20(6): 1028-1031.
- [4] 杨 阳, 魏旭星, 李 密. 基于燃气发生器法的小型中涵道比发动机性能计算分析[J]. 推进技术, 2022, 43(9): 200777. (YANG Yang, WEI Xu-xing, LI Mi. Calculation and Analysis of Small Medium Bypass Ratio Engine Performance Based on Gas Generator Method [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(9): 200777.)
- [5] 李 冰, 郝晓乐, 申世才. 航空发动机进口空气流量测量方案分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2013, 26(4): 54-57.
- [6] 赵海刚, 申世才, 张晓飞, 等. 涡扇发动机空气流量测量飞行试验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(8): 1778-1784.
- [7] 徐 国, 郭 昕, 陈建民. 高空台标定中空气流量测量方法研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1995(2): 40-43.
- [8] 李 密, 高 扬, 田 琳. 某型涡扇发动机进口空气流量的分析和计算[J]. 工程与试验, 2014, 54(4): 16-18.
- [9] 史建邦, 申世才, 马燕荣, 等. 某型涡扇发动机进口空气流量及附面层的测量与计算[J]. 测控技术, 2012, 31(6): 38-41.
- [10] 申世才, 王小峰, 高 扬, 等. 某型涡扇发动机进口空气流量测量参数敏感性分析[J]. 计算机测量与控制, 2012, 20(7): 1806-1808.
- [11] 王 红, 马明明. 某型发动机空气流量计算影响因素研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2010, 23(3): 22-26.
- [12] 赵 琳, 樊 丁, 吕鸿雁. 涡扇发动机风扇及压气机特性监测中的流量估算方法[J]. 航空动力学报, 2010, 25(3): 687-690.
- [13] 高 扬, 王朝蓬, 屈霁云, 等. 某型大涵道比涡扇发动机飞行推力确定方法研究[J]. 航空发动机, 2011, 37(3): 47-49.
- [14] 刘宝杰, 庄昕伟, 安广丰, 等. 级间引气对多级轴流压气机性能和流场影响的低速实验研究[J]. 推进技术, 2022, 43(7): 210161. (LIU Bao-jie, ZHUANG xin-wei, AN Guang-feng, et al. Low Speed Experimental Investigation of Inter-Stage Bleeding Effect on Performance and Flow Field of Multistage Axial Compressor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(7): 210161.)
- [15] Leishman B A, Cumpsty N A, Denton J D. Effects of Inlet Ramp Surfaces on the Aerodynamic Behavior of Bleed Hole and Bleed Slot Off-Take Configurations [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2007, 129(10): 659-668.
- [16] GOU Jin-lan, ZHANG Yang, SU Xin-rong, et al. Numerical Investigation on the Effects of Real Industrial Bleeding Geometry in a High-Speed Compressor Stage [J]. *Journal of Mechanical Science & Technology*, 2016, 30(11): 5275-5286.
- [17] 阚玉祥, 曹惠玲, 高 升. 民航发动机进口可调导流叶片调节规律研究[J]. 中国民航大学学报, 2018, 36(5): 24-28.
- [18] Luis Gallar, Manuel Arias, Vassilios Pachidis, et al. Stochastic Axial Compressor Variable Geometry Schedule Optimisation [J]. *Aerospace Science & Technology*, 2011, 15(5): 366-374.
- [19] 孙 鹏, 张君鑫, 张善科, 等. 船用燃气轮机压气机多级可调静叶优化匹配方法研究[J]. 热能动力工程, 2021, 36(5): 40-48.
- [20] 曹传军, 朱 伟, 王进春, 等. 压气机试验效率修正的工程方法[J]. 实验流体力学, 2022, 36: 1-8.

(编辑:白 鹭)