

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2026.04.048

发动机短舱泄漏面积评估实验研究

沈琦, 金志光

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要:对航空发动机短舱泄漏面积进行评估,以航空发动机短舱泄漏孔板模型为研究对象,提出两种通过测量泄漏量得到泄漏面积的评估方法,设计一套高精度流量测量台,对其进行实验研究。结果表明:所设计流量测量台能够实现 $0.04\sim 1.78\text{ kg/s}$ 宽范围内流量的高精度连续测量;所采用的两种泄漏面积评估方法中,变流量系数评估时的最大误差为 3.15% ,采用等流量系数评估时的最大误差为 2.71% ,两种面积评估方法可行且精度较高。研究结果可为发动机短舱的封严设计提供基础数据。

关键词:发动机短舱;泄漏面积;评估方法;流量系数;实验研究

中图分类号:V231.1 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2026)04-0253-08

Experimental Research on Leakage Area Evaluation of Engine Nacelle

Shen Qi, Jin Zhiguang

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract:In order to evaluate the leakage area of an aero-engine nacelle, taking the orifice plate model of the engine nacelle leakage as the research object, two evaluation methods for obtaining the leakage area by measuring the leakage flow rate are proposed. A set of high-precision flow measurement platform is designed and tested. The results show that the designed flow measurement platform can realize high-precision continuous measurement of flow rates within a wide range of $0.04\sim 1.78\text{ kg/s}$. Among the two leakage area evaluation methods, the maximum error when evaluating with a variable discharge coefficient is 3.15% , and the maximum error when evaluating with a constant discharge coefficient is 2.71% . Both area evaluation methods are feasible and have high accuracy. The research results provide basic data for the sealing design of engine nacelle.

Keywords:engine nacelle; leakage area; evaluation method; discharge coefficient; experimental research

0 引言

外涵道泄漏量对发动机性能有着重要影响,根据商发公司的经验,每增加 1 in^2 ($1\text{ in}=2.54\text{ cm}$)的泄漏面积,发动机耗油率会增大超过 0.1% ,故测量外涵道泄漏面积非常必要。发动机整机系统结构及发动机短舱泄漏单元形状十分复杂,无法直接测量发动机短舱的泄漏面积。因此,考虑通过建立泄漏流量与泄漏面积的关系,将复杂的面积测量转化为简单可行的流量测量。

目前,关于舱体泄漏面积评估方法的研究较少。及运达等^[1]对民用飞机座舱等效泄漏面积测量方法进行了描述,蒋龙富等^[2]对民用飞机座舱最大泄漏面积与等效泄漏面积的计算进行了描述。但文献[1-2]所指泄漏面积是气体动力学的等效泄漏面积,而非短舱安装后存在的几何泄漏面积。

关于发动机封严,国内外的研究集中在盘轴

部件的封严结构设计,而对于发动机内的射流问题,则主要围绕涡轮盘、鼓筒、轴等旋转件处的小尺度孔流量系数影响因素、影响规律展开。Hay等^[3]对静止条件下小孔流量系数的影响因素作了全面综述。Idris等^[4]在以往研究基础上总结了静止小孔流量系数与孔长径比、倾角、倒角/倒圆和压比、雷诺数等参数的准则关系式。朱惠人等^[5]对发散冷却孔中的圆柱形孔、簸箕形孔和圆锥形孔的流量系数进行了研究。

音速喷嘴由于测量精度高、自身体积小、结构简单、无可动部件等优点,并且可以通过多个音速喷嘴并联安装实现流量的宽范围测量,被广泛应用于航空航天领域气流量校准装置中^[6]。国外早在1970年,美国普惠发公司便开始提出在其发动机试车台采用音速喷嘴组进行流量测量并展开设计^[7]。随后,阿诺德工程发展中心、波音公司、福特公司、道格拉斯公司和斯诺罗普公司等都对音速喷嘴工作特性进行了研究^[8-12],音速喷嘴在

宽范围高精度流量测量领域逐渐得到工程应用。1990年,国际标准化组织(ISO)颁布ISO 9300—1990《用临界流文丘里喷嘴测量气体流量》^[13],以国际标准的形式规定了音速喷嘴的几何尺寸和使用方法,并给出了计算流量及其不确定度所需的资料,奠定了用音速喷嘴作为流量检测件的历史地位。该标准的修订版于2007年被转换成国标GB/T 21188—2007《用临界流文丘里喷嘴测量气体流量》^[14]。国内对音速喷嘴的研究集中于中国计量科学研究院^[15-17],此外,中国一航北京长城计量测试技术研究所、中国航发四川燃气涡轮研究院等单位也对音速喷嘴在航空发动机领域的应用开展了研究^[18-19]。

上述关于泄漏的研究多是针对发动机盘轴封严或小尺度孔流量系数;关于舱体的泄漏面积测量与计算也只涉及等效泄漏面积,并没有对泄漏量与几何泄漏面积的关系进行研究,并且民用飞机座舱泄漏研究的压力范围、泄漏形状等都与发动机短舱有很大区别。对发动机短舱泄漏面积的评估研究尚处于起步阶段。

本文以航空发动机短舱为研究对象,提出了一种航空发动机短舱泄漏面积评估方法并对开展了实验研究,通过发动机短舱打压实验,测量气体流量便可以得到短舱的实际几何泄漏面积,为发动机短舱的封严设计提供了基础数据。

1 面积评估方法与实验系统

1.1 面积评估原理

航空发动机打压实验通过向两端密封的发动机短舱注入气体,制造不同压力工况,通过测量注入气体的质量流量,得到短舱的泄漏流量,进而解算出对应的泄漏面积。泄漏流量与舱内压力、泄漏面积的关系可用式(1)所示的流量公式进行描述,对式(1)进行变形可以得到如式(2)所示的泄漏面积计算公式

$$m = \varphi \cdot K \cdot \frac{P^*}{\sqrt{T^*}} \cdot A \cdot q_{(Ma)} \quad (1)$$

$$A = \frac{m \cdot \sqrt{T^*}}{P^* \cdot \varphi \cdot K \cdot q_{(Ma)}} \quad (2)$$

式中: φ 为短舱泄漏的总体流量系数; K 为常数,对于空气, $K=0.040\ 414$; P^* 为短舱内气体总压; T^* 为短舱内气体总温 A 为泄漏面积, $q_{(Ma)}$ 为马赫数相关函数。实验时,短舱温度及内外压力均通过测点测量得出,并且通过短舱内外压比可以解

算出马赫数 Ma 从而得到 $q_{(Ma)}$,实验的关键在于确定总体流量系数 φ 。如图1所示为总体流量系数影响因素分析图,泄漏单元之间没有流动的耦合干扰,且实验发动机短舱壁面厚度变化不大,壁面较薄无倾角倒角的影响,则短舱流量系数 φ 影响因素简化为内外压比、单个泄漏单元泄漏面积以及泄漏孔间的组合搭配。通过实验获得单个泄漏单元流量系数与面积的关系,将其进行线性组合,得到孔板的流量系数与面积的关系,便能知道孔板流量与孔板面积的关系。此时,通过短舱打压实验测量流量,可以反向评估不同舱内压力工况下对应的面积,不同压力下的评估面积再通过压力加权平均得到最终评估面积。

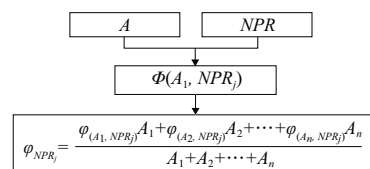


图1 总体流量系数影响因素分析图

实验首先需要测量单个泄漏单元流量系数随泄漏面积以及压比的变化规律曲线作为面积评估方法的输入;再进行短舱泄漏面积评估实验,得到各个压力工况下的评估面积,并对其按照压力加权平均得到最终的评估面积,将评估面积与实际面积进行比较,验证面积评估方法的可行性及精度。

1.2 等流量系数评估方法

若在发动机短舱常见的泄漏单元中,不同泄漏单元流量系数相差不大,则可以近似认为每个泄漏单元流量系数相同,总体流量系数只和内外压比有关。此时,每个压比条件下均用典型泄漏单元流量系数的均值作为该压比下的短舱总体流量系数。面积评估实验时,将测量的流量,舱内压力温度以及对应压比下的流量系数带入流量公式即可得到该压力下的评估面积。各压力评估面积按压力加权评估得到最终评估面积。等流量系数评估方法推导过程如图2所示。

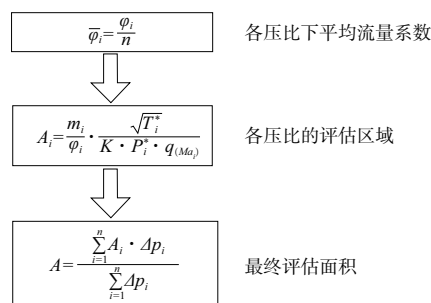


图2 等流量系数评估方法推导过程

1.3 变流量系数评估方法

若不同泄漏单元流量系数相差较大,则需要先测量单个泄漏单元+流量系数与面积及压比的关系曲线;将每一短舱总泄漏面积对应的所有可能泄漏单元组合进行枚举。由于同一泄漏面积会对应不同的泄漏单元组合,短舱泄漏流量与短舱压力及总泄漏面积的关系为一条带图,条带内不同点对应于不同的泄漏单元组合。每个舱内压力对应一个流量条带,同一泄漏面积下,条带的上限

代表由流量系数最大的泄漏单元组合,下限代表由流量系数最小的泄漏单元组合。面积评估时,同一流量下面积上限对应由流量系数最小泄漏单元的组合;面积下限对应于由流量系数最大的泄漏单元组合;取面积上限与下限的均值作为该压力工况下的评估面积,和等流量系数评估方法一样将各个压力工况下评估面积按压力加权平均得到最终评估面积。变流量系数评估方法推导过程如图3所示。

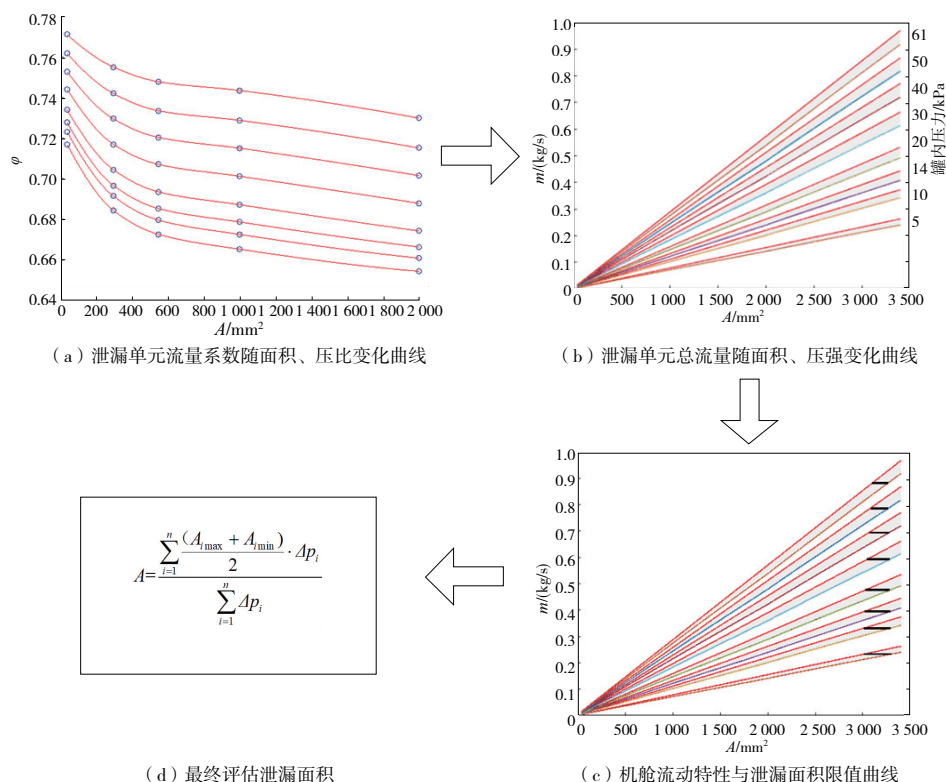


图3 变流量系数评估方法推导过程

2 实验系统

2.1 实验装置

实验装置总体方案如图4所示,实物照片如图5所示。实验装置主要围绕流量精确测量以及保证孔板的来流气体均匀性开展设计,主要包括:1)组合音速喷嘴;2)高压罐;3)稳压罐;4)集气罐;5)孔板等5大部件。

各部件的主要功能为:

- 1)组合音速喷嘴:通过改变音速喷嘴的个数来调节实验系统流量,实现流量有级调节。
- 2)孔板:通过对不同的孔进行封堵,改变孔板开孔面积,进行不同工况下的流量测量实验。
- 3)高压罐:改变高压罐内压强调节实验系统

流量,实现流量无级调节;设置静压孔及温度探针,测量音速喷嘴总压总温。

4)稳压罐:设置静压孔,监测稳压罐压力,与高压罐压力结合判断音速喷嘴是否达到壅塞。

5)集气罐:为下游孔板提供实验工况下的低速均匀的气流。

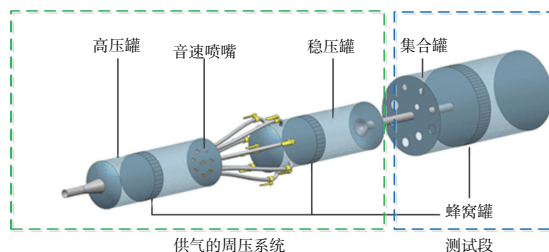


图4 实验系统总体方案



图 5 实验系统实物图

实验所用短舱泄漏孔板如图 6 所示,实验所选取的典型泄漏单元如表 1 所示。

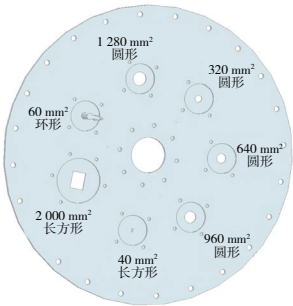


图 6 实验所用孔板

表 1 典型泄漏单元

No	面积/mm ²	形状
1	40	长方形
2	60	环形
3	320	圆
4	640	圆
5	960	圆
6	1 280	圆
7	2 000	长方形

实验中不同泄漏面积对应泄漏单元如表 2 所示。

表 2 不同泄漏面积对应泄漏单元

面积/in ²	40	60	320	640	960	1 280	2 000
0.50			✓				
0.99				✓			
1.49			✓	✓			
1.98						✓	
2.48			✓			✓	
2.98				✓		✓	
3.53	✓		✓	✓		✓	
4.03	✓		✓		✓	✓	
4.56		✓		✓	✓	✓	
5.05		✓	✓	✓	✓	✓	
5.58			✓			✓	✓
6.08				✓		✓	✓
6.57					✓	✓	✓
7.07			✓		✓	✓	✓
7.56				✓	✓	✓	✓
8.06			✓	✓	✓	✓	✓

2.2 实验步骤

实验主要分成以下 3 个步骤:

1)对典型泄漏单元在不同压力工况下进行流量测量,得到泄漏单元流量系数与泄漏面积及压比的关系曲线。

2)对典型泄漏单元组成的孔板在不同压力工况下进行流量测量,通过拟合的流量曲线使用两种面积评估方法进行面积评估,校核面积评估方法的精度。

3)对非典型泄漏单元组成的孔板在不同压力工况下进行流量测量,通过拟合的流量曲线使用两种面积评估方法进行面积评估,校核面积评估方法的精度。

3 结果与讨论

3.1 典型泄漏单元流量特性

图 7 与图 8 分别给出了面积为 40~2 000 mm² 的 6 个典型泄漏单元在压力为 1~95 kPa 下的流量特性与压比在 1.01~1.95 下的流量系数特性。

图 7、图 8 分别给出了典型泄漏单元流量随压力、面积的变化规律。相同面积下,随着压力升高,流量迅速增大,但增速逐渐放缓并最终趋于定值;相同压力下,随着面积增加,流量线性增大。

图 9、图 10 分别给出了典型泄漏单元流量系数随压比、面积的变化规律。除面积最小的基本单元孔 01 ($A = 40 \text{ mm}^2$) 波动较大以外,随着压比增加,流量系数线性增大;随着面积增加,流量系数先减小,后保持稳定。

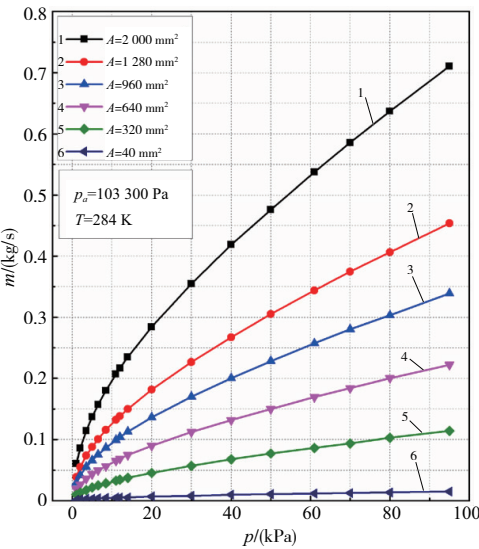


图 7 典型泄漏单元流量随压力变化规律

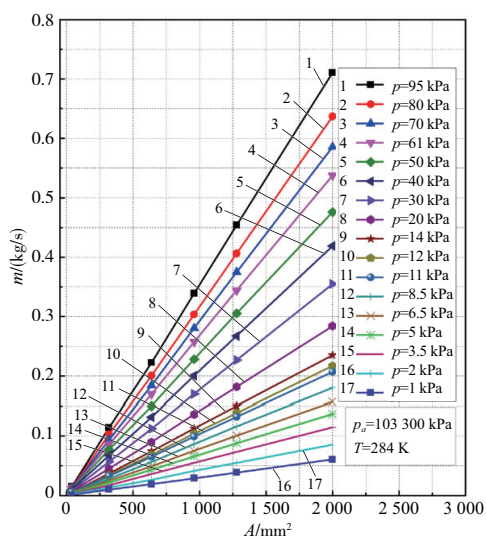


图8 典型泄漏单元流量随面积变化规律

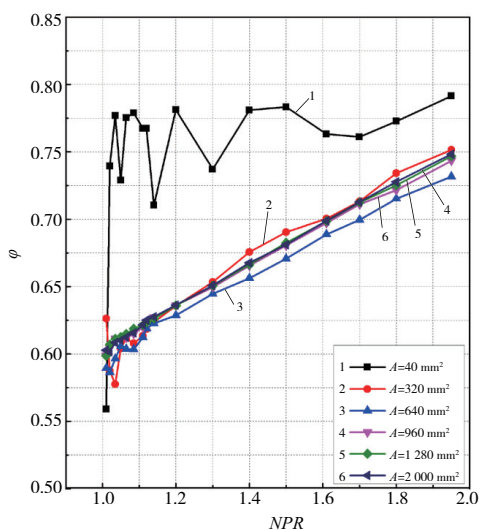


图9 典型泄漏单元流量系数随压力变化规律

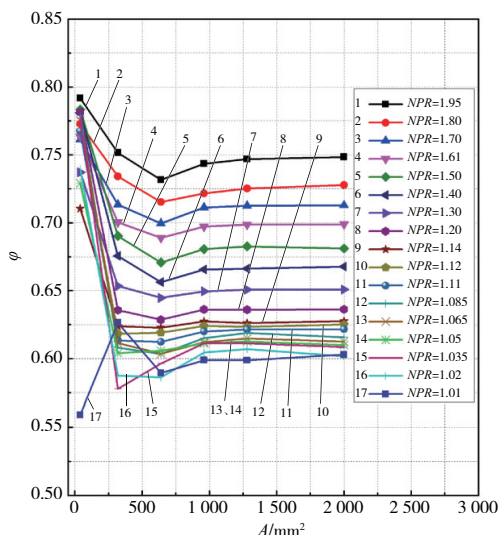


图10 典型泄漏单元流量系数随面积变化规律

3.2 典型泄漏单元组合流量特性与面积评估

图11、图12分别给出了组合泄漏孔流量随压力、面积的变化规律。相同面积下,随着压力升高,流量迅速增大,但增速逐渐放缓并最终趋于定值;相同压力下,随着面积增加,流量线性增大。

根据典型泄漏单元组合泄漏的流量测量结果,分别采用变流量系数与等流量系数2种方法对泄漏面积进行了评估。图13—图15给出了典型情况下(真实泄漏面积 $A_0 = 2600 \text{ mm}^2$)两种方法的面积评估曲线。在压力较低时,评估面积振荡相对较大,随着泄漏压力增加,各工况下的评估面积趋于稳定。因此,在采用上述方法对泄漏面积进行评估时,使组合泄漏流量测量的压力范围重点覆盖30~90 kPa有利于进一步提高面积评估精度。

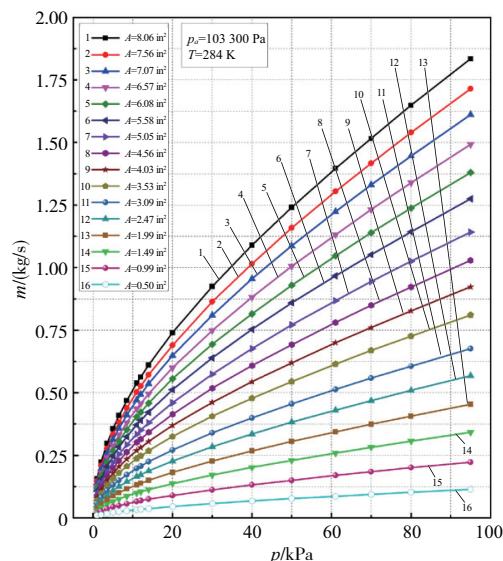


图11 组合流量随压力变化规律

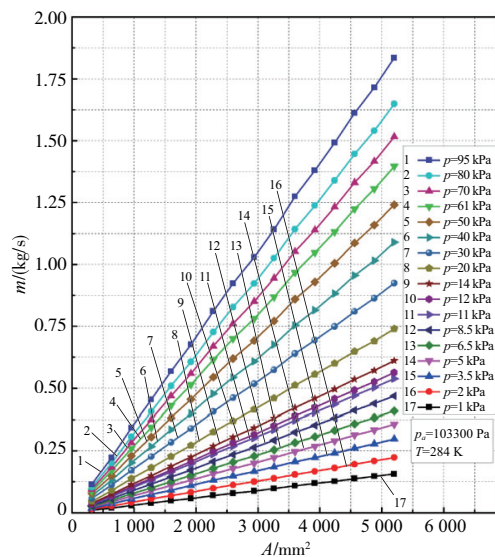


图12 组合流量随面积变化规律

在典型泄漏单元组成的 $0.5 \sim 8 \text{ in}^2$ 共计 16 个泄漏面积的评估结果中,采用变流量系数面积评估方法的最大误差为 3.15%,平均误差为 1.03%,采用等流量系数面积评估方法的最大误差为 2.71%,平均误差为 1.19%。上述结果验证了泄漏面积评估方法的有效性与可行性,且评估方法具有较高的精度。

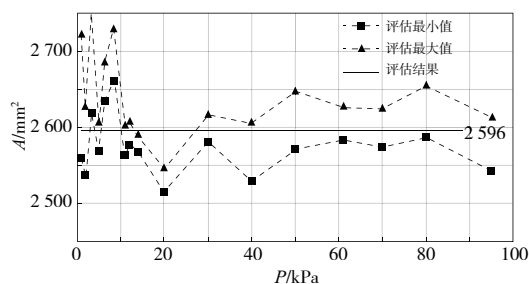


图 13 典型面积下变流量系数评估方法评估曲线与评估结果

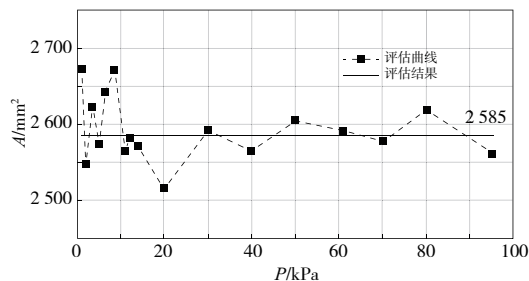


图 14 典型面积下变流量系数评估方法评估曲线与评估结果

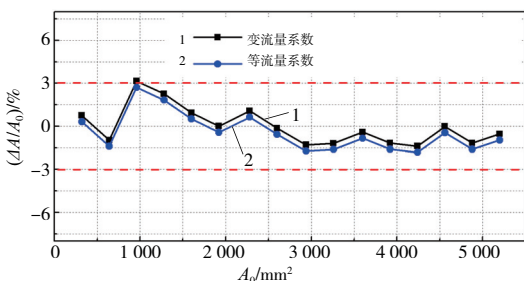


图 15 两种面积评估方法的误差百分比曲线(典型泄漏单元组合)

3.3 非典型泄漏单元组合流量特性与面积评估

真实存在的泄漏孔形状多种多样,因此除圆形以外,实验还测量了相同面积下 ($A = 1280 \text{ mm}^2$) 梯形与三角形泄漏孔的流量特性。图 16、图 17 分别给出了各形状泄漏孔的流量特性曲线及与圆形孔的流量偏差。各工况下,梯形与三角形泄漏孔的流量接近,且整体上相对圆形泄漏孔偏高约 2%,原因在于所采用的梯形与三角形孔当量直径分别为 32.9 mm 与 31.4 mm,圆形孔

直径为 40.4 mm,而在相同孔板厚与面积下,当量直径越大,泄漏流量越小,该现象与前期的理论分析及数值仿真规律一致。

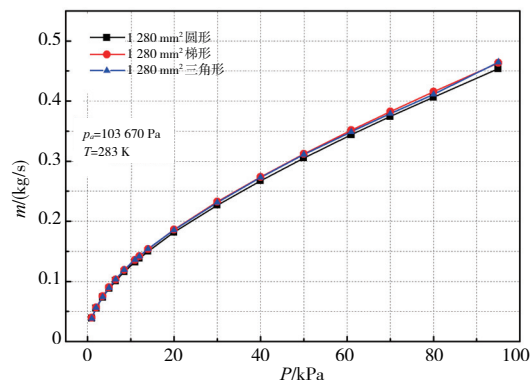


图 16 不同形状泄漏单元流量特性曲线

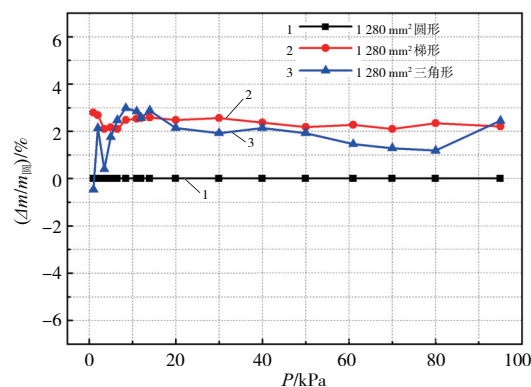


图 17 不同形状泄漏单元与圆形泄漏单元流量偏差百分比

图 18、图 19 分别给出了任意形状孔组合泄漏流量随压力、面积的变化规律。相同面积下,随着压力升高,流量迅速增大,但增速逐渐放缓并最终趋于定值;相同压力下,随着面积增加,流量近似线性增大。

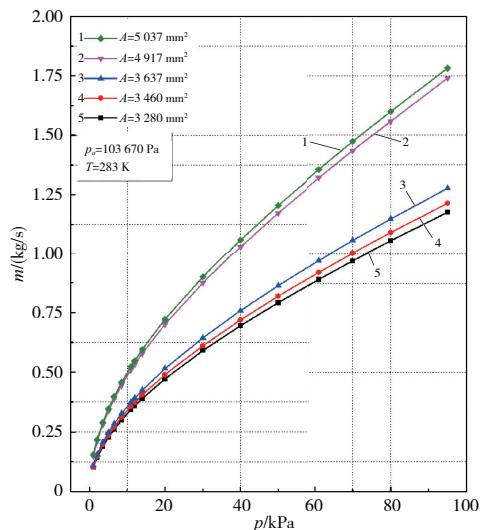


图 18 不同形状泄漏单元组合流量随压力变化规律

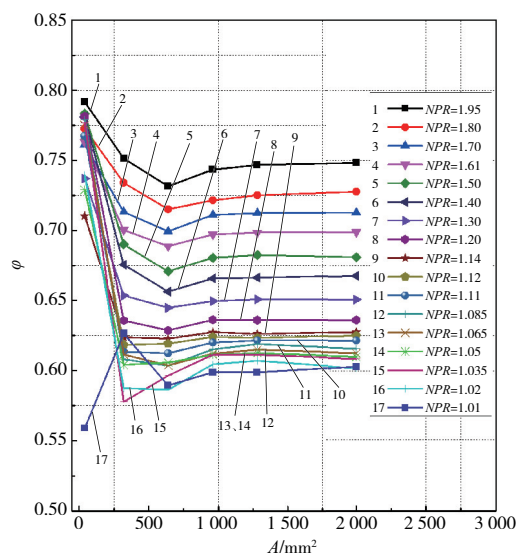


图 19 不同形状泄漏单元组合流量随面积变化规律

为进一步验证含任意形状孔组合泄漏面积评估方法的可靠性,分别采用变流量系数与等流量系数2种方法对含圆形、环形、矩形、梯形、三角形等任意形状孔组合的情况进行了泄漏面积评估。

表3给出了两种方法评估得到的任意形状孔组合泄漏面积大小及相对误差。面积评估的误差曲线如图20所示。在任意形状孔组成的5个泄漏面积评估结果中,采用变流量系数面积评估方法的最大误差为1.21%,平均误差为0.41%,采用等流量系数面积评估方法的最大误差为0.78%,平均误差为0.58%。上述结果表明泄漏面积评估方法能够适用于任意形状孔组合泄漏情况。

表3 两种方法得到泄漏面积评估结果(非典型泄漏单元组合)

A_0/mm^2	A_1/mm^2	A_2/mm^2	$(\Delta A_1/A_0)/\%$	$(\Delta A_2/A_0)/\%$
3 280	3 319.8	3 305.7	1.21	0.78
3 460	3 453.7	3 439.0	-0.18	-0.61
3 637	3 625.6	3 610.1	-0.31	-0.74
4 917	4 911.0	4 890.1	-0.12	-0.55
5 037	5 047.7	5 026.0	0.21	-0.22

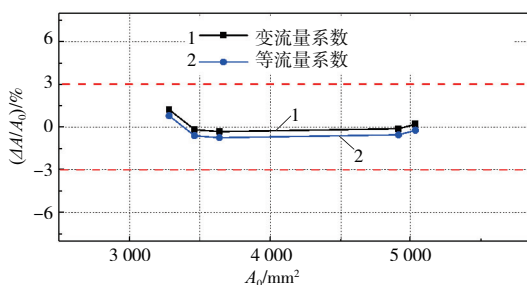


图 20 两种面积评估方法的误差曲线(非典型泄漏单元组合)

4 结语

本文以航空发动机短舱为研究对象,提出了两种发动机短舱泄漏面积评估方法,并对其进行了实验验证,可以得到以下一些结论:

1) 典型泄漏单元相同面积下,随着压力升高,流量迅速增大,随后增速逐渐放缓并最终趋于定值;相同压力下,随着面积增加,流量线性增大;随着压比增加,流量系数线性增大;随着面积增加,流量系数先减小,后保持稳定。

2) 由于组合方式的不同,同一流量系数可以对应不同泄漏面积,短舱内外压比越大时泄漏面积评估范围越小,评估越精确。

3) 分别采用变流量系数和等流量系数2种方法对泄漏面积进行了评估时,在压力较低时,评估面积振荡相对较大;随着泄漏压力增加,各工况下的评估面积趋于稳定。综合评估面积采用压力评价的方式有利于提高面积评估精度。

4) 在典型泄漏单元组成的 $0.5 \sim 8 \text{ in}^2$ 共计16个泄漏面积的评估结果中,采用变流量系数面积评估方法的最大误差为3.15%,平均误差为1.03%,采用等流量系数面积评估方法的最大误差为2.71%,平均误差为1.19%。两种泄漏面积评估方法均有效可行,且具有较高的精度。

5) 在任意形状孔组成的5个泄漏面积评估结果中,采用变流量系数面积评估方法的最大误差为1.21%,平均误差为0.41%,采用等流量系数面积评估方法的最大误差为0.78%,平均误差为0.58%。表明两种泄漏面积评估方法能够适用于任意形状孔组合泄漏情况。

参考文献:

- [1] 及运达,林石泉. 民用飞机座舱等效泄漏面积测量方法[J]. 科技视界,2015,5(28):16-17.
- [2] 蒋龙富,刘鹏. 座舱允许最大泄漏量与等效泄漏面积的计算及分析[J]. 民用飞机设计与研究,2006(4):31-32,2.
- [3] Hay N, Lampard D. Discharge coefficient of turbine cooling holes: A review[J]. Journal of Turbomachinery, 1998,120(2):314-319.
- [4] Idris A, Pullen K R. Correlations for the discharge coefficient of rotating orifices based on the incidence angle[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy, 2005, 219(5):333-352.
- [5] 朱惠人,许都纯,刘松龄,等. 气膜孔形状对流量系数影响的实验研究[J]. 推进技术,1998,19(1):42-45.
- [6] 王超,丁红兵,刘琴. 正压法音速喷嘴标准装置气源

- 系统设计[J]. 仪器仪表学报, 2012, 33(6): 1364-1371.
- [7] Varner C R. A multiple critical flow venturi airflow metering system for gas turbine engines[J]. Journal of Basic Engineering, 1970, 92(4): 792-795.
- [8] RUNYAN R B. Multi venturi airflow measurement system certification for propulsion development test cell J-2[R]. AEDC 79 - E62. Arnold Air Force Base: Arnold Engineering Development Center, 1979.
- [9] Stevens R L. Development and Calibration of the Boeing 18 Kg/s (40lbm/sec) Airflow Calibration Standard[C]. International Symposium on Fluid Flow Measurement. Arlington: American Gas Association, 1986.
- [10] Richard W. Caron, Investigation into the Accuracy of Multiple Critical Flow Venturis Mounted in Parallel within a Common Plenum[C]. 4th International Symposium on Fluid Flow Measurement, Denver: [s. n.], 1999.
- [11] Brown E F, Hamilton G L, Kwok D W. Prediction of critical flow venturi performance[R]. Reston: AIAA, 1982. AIAA 82-0573.
- [12] Ikawa H, Boccadoro C, Chang E, et al. Automated sonic-venturi air flow metering system for air force trisonic gasdynamics facility[C]. // 25th Plasmadynamics and Lasers Conference. Colorado Springs, CO. Reston, Virginia: AIAA, 1994: 2575.
- [13] ISO 9300:1990 Measurement of gas flow by means of critical flow Venturi nozzles[S].
- [14] GB/T 21188—2007 用临界流文丘里喷嘴测量气体流量[S].
- [15] 王池, 李芳, 王东伟. 音速喷嘴检定过程中几个问题的分析[J]. 现代计量测试, 2002, 10(1): 24-27.
- [16] 李春辉, 王池, 王东伟. 音速喷嘴法气体流量标准装置的不确定度分析[J]. 计量技术, 2007, 51(3): 66-68.
- [17] 胡鹤鸣, 崔骊水, 王池, 等. 低雷诺数音速喷嘴临界背压比的实验研究[J]. 仪器仪表学报, 2012, 33(4): 737-742.
- [18] 于华伟, 张永胜, 刘彦军, 等. 正压法音速喷嘴气体流量标准装置的建立[J]. 计测技术, 2008, 28(增刊1): 113-115.
- [19] 苏金友, 田金虎, 唐智礼, 等. 组合临界流文丘里喷嘴空气流量测量方法高空舱应用分析[J]. 航空动力学报, 2019, 34(10): 2149-2157.

收稿日期: 2024-03-04

(上接第 235 页)

式中: m 为质量流量; W 为分子质量, 其中下标为组分; m_z 为燃料的质量流量; $N_{c, \text{fuel}}$ 为燃料中含有的碳原子数量。

4 结语

1) 本文设计的 ITB, 通过在低压涡轮前组织燃烧, 在不突破涡轮叶片材料极限的前提下, 为发动机热循环提供能量, 且 ITB 出口温度分布合理, 符合涡轮强度要求。

2) 提出的“单级喷注, 分区燃烧”驻涡燃烧组织方案能够在不同油气比条件下实现稳定、高效燃烧, 最终设计出的 ITB 方案效率达到 90% 以上、总压恢复系数达到 85% 以上。

3) 台阶结构可以优化火焰筒外壁附近流场, 减小燃烧室总压损失, 以获得理想出口温度分布, 并可以给扩张角较大的火焰筒设计提供一定参考意义。

参考文献:

- [1] 张荣春, 樊未军等. 涡轮级间燃烧室燃烧性能试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(7): 1512-1517.
- [2] 成本林, 周文祥, 张堃元. 带级间燃烧的涡轴发动机性能仿真[J]. 航空动力学报, 2011, 26(11): 2543-2548.

- [3] 张荣春, 樊未军, 邢菲. 环形级间驻涡燃烧室壁温分布试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1238-1244.
- [4] 宋双文, 胡好生, 王梅娟, 等. 全环涡轮级间燃烧室性能试验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(10): 2175-2179.
- [5] 何小民, 姚锋. 流动和油气参数对驻涡燃烧室燃烧性能的影响[J]. 航空动力学报, 2006, 21(5): 810-813.
- [6] Zhu Y X, Jin Y, He X M. Effects of location and angle of primary injection on the cavity flow structure of a trapped vortex combustor model[J]. Optik, 2019, 180: 699-712.
- [7] Jin Y, He X M, Zhang J Y, et al. Numerical investigation on flow structures of a laboratory-scale trapped vortex combustor[J]. Applied Thermal Engineering, 2014, 66(1/2): 318-327.
- [8] Meier U, Heinze J, Freitag S, et al. Spray and flame structure of a generic injector at aeroengine conditions[C]. // ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition, Vancouver, British Columbia, Canada. 2012: 61-72.
- [9] 何小民, 王家骅. 驻涡火焰稳定器冷态流场特性的初步研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(5): 567-571.
- [10] Gong C, Zhao S F, Chen W Q, et al. Numerical study on the combustion process in a gas turbine combustor with different reference velocities[J]. Advances in Aerodynamics, 2023, 5: 24.

收稿日期: 2024-05-18