

## 涡轮集气腔出流流量分配和温度特性研究\*

赵宣霖, 张靖周, 王春华

(南京航空航天大学 能源与动力学院 航空飞行器热管理与能量利用工信部重点实验室,  
江苏南京 210016)

**摘要:** 采用模型实验和数值方法, 针对特定的涡轮集气腔结构进行了出流特性研究。首先, 在实验室条件下, 进行全尺寸基准涡轮集气腔的模型实验研究并验证数值模拟方法; 其次, 在接近发动机真实气-热参数条件下进行系列的数值模拟, 分析进出口压比、腔室高度、出流孔孔径和出流孔轴向位置等对出流孔流量分配和温度分布的影响。研究表明, 除了集气腔出流流量分配的不均匀性之外, 气流与热壁面之间的对流换热也导致明显的出流温度不均匀性; 改变出流孔轴向位置距离、增加集气腔腔室高度是在不影响集气腔通流能力下改善出流均匀性的有效技术措施, 当出流孔轴向偏置距离或集气腔腔室高度达到一定值后, 其对改善出流流量分配均匀性的作用趋于微弱, 但对于改善出流温度分布均匀性依然有较好的作用。

**关键词:** 涡轮集气腔; 流量分配; 温度分布; 模型实验; 数值模拟

**中图分类号:** V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2022) 08-210222-11

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.210222

## Mass-Flow Distribution and Temperature Characteristics of Outflow from Turbine Plenum Chamber

ZHAO Xuan-lin, ZHANG Jing-zhou, WANG Chun-hua

(Key Laboratory of Thermal Management and Energy Utilization of Aircraft, College of Energy and Power Engineering,  
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** To illustrate the outflow characteristics of turbine plenum chamber, an investigation was performed for a specific configuration, by using model experiment and numerical approach. Firstly, a full-scale baseline model test was conducted under the laboratory conditions and the numerical method was validated. Then a series of numerical simulations were conducted under the engine representative aero-thermal conditions, wherein the effects of pressure ratio, cavity height, outlet diameter and axial-offset distance on the mass-flow distribution and temperature distribution of outflows. The results indicate that the non-uniformity of temperature distribution is also an obvious inherence in the turbine plenum chamber due to the convective heat transfer from the hot wall, except for the non-uniformity of mass-flow distribution. In general, altering the outlet axial-offset distance and increasing the cavity height are effective means to modify the uniformity of outflows without presenting any influence on the throughout flow capacity of turbine plenum chamber. It is noted that when the outlet axial-offset distance or cavity height reaches up to a certain value, their roles are weakly demonstrated on modifying the uni-

\* 收稿日期: 2021-04-15; 修订日期: 2021-06-23。

基金项目: 国家科技重大专项 (2017-III-0011-0037)。

作者简介: 赵宣霖, 硕士生, 研究领域为航空发动机热端部件冷却。

通讯作者: 张靖周, 博士, 教授, 研究领域为传热传质。

引用格式: 赵宣霖, 张靖周, 王春华. 涡轮集气腔出流流量分配和温度特性研究[J]. 推进技术, 2022, 43(8):210222.  
(ZHAO Xuan-lin, ZHANG Jing-zhou, WANG Chun-hua. Mass-Flow Distribution and Temperature Characteristics of Outflow from Turbine Plenum Chamber[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(8):210222.)

formity of mass-flow distribution, but still well behaved on modifying the uniformity of temperature distribution of outflows.

**Key words:** Turbine plenum chamber; Mass-flow distribution; Temperature distribution; Model test; Numerical simulation

## 1 引言

空气系统承担着冷却、封严、间隙控制和防冰等功能,对于航空发动机性能和可靠性具有重要的影响<sup>[1]</sup>。就其冷却热端部件的功能而言,提取自压气机级间的冷却空气需要通过复杂的流程提供至需求侧,因此导致冷却空气的压力、温度以及流量分配发生变化。围绕着冷却空气品质提升需求,国内外研究人员针对减涡器<sup>[2-4]</sup>、预旋结构<sup>[5-7]</sup>和外涵预冷<sup>[8-10]</sup>等开展了一系列的研究工作,发展了能有效改善涡轮叶片冷却空气供气压力和温度特性的技术方案。由于空气系统非常复杂,且不同热端部件对象供气方式也存在显著的差异,因此针对不同的应用需求仍需进行全面深入的研究。以涡轮叶片集气腔为例,它位于涡轮导向叶片外围,将取自压气机的冷却空气由数个周向均布的进气管汇聚至环形腔内,再分配输送至各个叶片内腔。集气腔内部流动传热过程对涡轮叶片冷却空气的分配和品质有重要的影响,对此需要加以细致研究以提高空气系统精细化分析水平以及改善冷却空气流量分配均匀性。

涡轮集气腔本质是一个汇流/分流结构,其出流分配类似于多支管网路流,即流体通过总管和分管进行汇聚与分配。虽然多分支管道流动是一个经典的流体动力学问题<sup>[11]</sup>,在航空发动机涡轮叶尖间隙主动控制的冷却空气管、飞行器防冰系统的笛形管热气防冰结构中也面临进气流量分配的问题<sup>[12-15]</sup>,但是涡轮叶片集气腔中的流动却具有自身的特征,它的周向进气口位于环形腔外缘,进气形成对内环壁面的冲击作用,因此在狭窄环形通道中存在复杂的流动结构。赵曙等<sup>[16]</sup>针对特定的集气腔模型,实验研究了不同进口雷诺数下的壁面静压和出口流量变化,研究表明集气腔表面静压系数随着雷诺数的增大而逐渐减小,各出流孔的流量分配与其相对于进气口的位置密切相关;沈毅等<sup>[17]</sup>运用三维数值模拟研究了增加周向进气导管数以及在进气孔下方安置导流板对于改善出流均匀性的影响效果;姚甜等<sup>[18]</sup>实验研究了4个进气口、双排出流孔的涡轮集气腔出口流量分配和流阻系数,总结了进出口压比、集气腔

腔室高度对流动的影响。上述研究主要针对涡轮集气腔的流动特性展开,关注出流孔的流量分配均匀性问题。在实际应用中,集气腔内侧壁面承受高的热负荷,其内部的流动换热也会影响各出流孔的气流温度,将导致周向各叶片的冷却空气进气存在流量和温度的多重不均匀性。目前针对涡轮集气腔的流动特性细节尚不充分,尤其是缺乏对于出流温度不均匀性的认识。

本文通过模型实验和数值计算方法,开展涡轮集气腔出流流量分配和温度特性研究。首先,在实验条件下,进行全尺寸涡轮集气腔的模型实验研究并验证数值模拟方法;其次,在接近发动机真实气-热参数条件下进行涡轮集气腔的数值模拟,分析进出口压比、腔室高度、出流孔孔径和进出口轴向位置等对出流孔流量分配和温升的影响,以期阐明集气腔出流的不均匀性程度,并为集气腔的结构改进提供应用参考。

## 2 物理模型简介

图1为本文研究的涡轮集气腔结构示意图,冷却空气经外环周向均布的四个进气导管(编号为I1~I4)进入环形腔室后从内壁周向均布的40个出流孔(编号依次为A01~A40)流出。环形腔的高度为 $H$ ,轴向长度为 $S$ ,整体沿轴向呈现一定的锥度 $\delta$ ,前端和尾端的内环半径分别为 $R_1$ 和 $R_2$ 。外环进口孔和内环出流孔直径分别为 $d_{in}$ 和 $d_{out}$ ,在轴向上出流孔截面与进气口截面之间的相对前置距离为 $\Delta$ ,出流孔起始编号为A01的出流孔正对于进气口I1,其余几个正对进气口的出流孔编号依次为A11,A21和A31。

表1为特定集气腔的主要结构参数,定义为基准结构。

## 3 模型实验测试

### 3.1 实验件和实验装置

本文在实验研究中,按照如表1所示的基准结构设计全尺寸的模型实验件,实验件实物如图2所示。实验件由不锈钢材料制备,内环和外环壁厚度均为1.2mm,为了便于各出流孔流量测量时与质量流量计外联,内环出流孔均安装长度为10mm的出流短管。

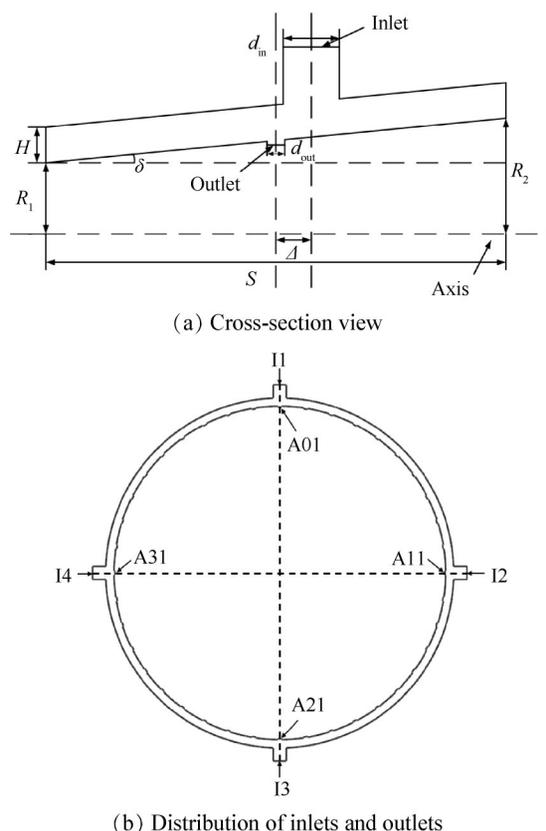


Fig. 1 Schematic of plenum chamber

Table 1 Geometric parameters of reference plenum chamber

| Geometric parameter | Value |
|---------------------|-------|
| $H/mm$              | 20    |
| $S/mm$              | 262   |
| $\delta/(^\circ)$   | 5.559 |
| $R_1/mm$            | 394.5 |
| $R_2/mm$            | 420   |
| $d_{in}/mm$         | 32    |
| $N_{in}$            | 4     |
| $d_{out}/mm$        | 10    |
| $N_{out}$           | 40    |
| $\Delta$            | 0     |

在模型实验条件下,进气温度约为  $20^\circ\text{C}$ ,出口压力为环境大气压力。

图 3 为实验装置示意图,包括供气系统、实验段和数据采集系统。高压空气由单螺杆空气压缩机提供,其额定工作体积流量为  $35\text{m}^3/\text{min}$ ,供气进入高压储气罐后通过节流阀和涡街流量计实现进口流量测控,该涡街流量计测量范围为  $5\sim 50\text{m}^3/\text{min}$ ,精度等级为 1.0;再经稳定段后由四分转接管分流,从四个进气口进入集气腔,为保证每个分支进气流量相同,在分支进气管道设置调节阀并预先通过流量测试加以调

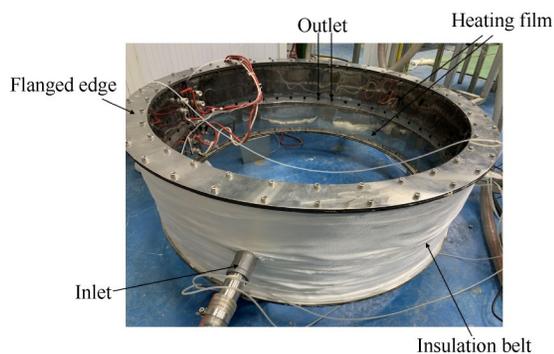


Fig. 2 Photo of test piece

节,各进气管进气总压均由总压探针测量,通过 PSI9116 压力扫描阀得到,最大量程为  $0.21\text{MPa}$ ,精度为  $\pm 0.4\%$ 。内环出流孔外联相应的气流收集腔,出流孔与流量计之间采用带磁性接头的气流收集腔连接,逐个测量每一个小孔的出流流量、温度和压力,为了尽量减小出流孔因外联流量收集腔和流量计而引起的出口背压变化,收集腔直径采用 4 倍的出流孔管直径,在收集腔内布置温度和静压探针,结果显示在本文实验参数范围内所引起的最大变化不超过  $150\text{Pa}$ ,相对于集气腔进出口压差的 1.5% 以内,因此可以忽略其对于出流孔流量分配的影响,出流孔的质量流量由 D07-60B 质量流量控制器测得,量程选取为  $1\text{m}^3/\text{min}$ ,精度等级为 1.0,它通过流通气体的温度和压力确定质量流量和体积流量的关系。

为研究各出流孔气流的温度特性,在内环壁面内表面缠绕电加热膜,在加热膜和内环壁面之间涂敷厚度约为  $0.5\text{mm}$  的导热胶,通过电加热为内壁提供均匀的、约为  $8500\text{W}/\text{m}^2$  的表面加热热流。在集气腔外侧包裹保温层减少散热。集气腔内壁面安置 8 个 K 型热电偶进行温度测量,进出口气流温度均由标准热电偶测量,精度为  $\pm 0.8^\circ\text{C}$ 。

### 3.2 实验结果

图 4 为几个进出口压比下的出流孔质量流量分布和温度变化。从图 4(a)可以看出,出流孔排在周向的流量分配存在明显的不均匀性,紧邻进气孔的出流孔出现非常显著的流量变化,正对进气口的出流孔出气流量最大(譬如 A01, A11, A21 和 A31),但在其两侧的出流孔却出现间断降低(譬如 A10 和 A12),这与其间进气冲击在狭窄环形通道诱导的复杂流动相关,在相邻两个进气口之间的周向上,中央的出流孔也出现流量的低谷值(譬如 A16 出流孔,位置 I2 和 I3 中央);从图 4(b)显示的出流温度温升(相对于进气温度)可以看出,各出流孔的气流温度也呈

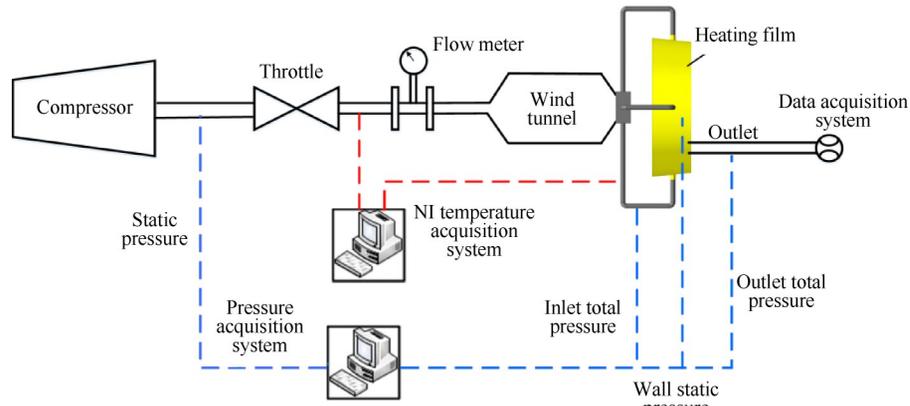
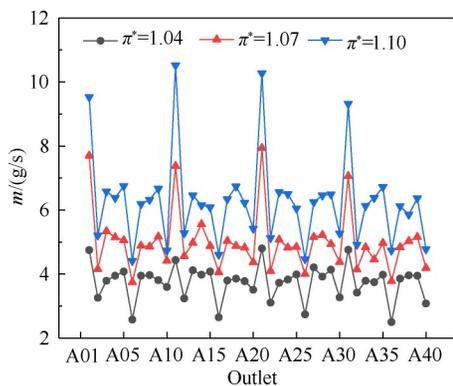
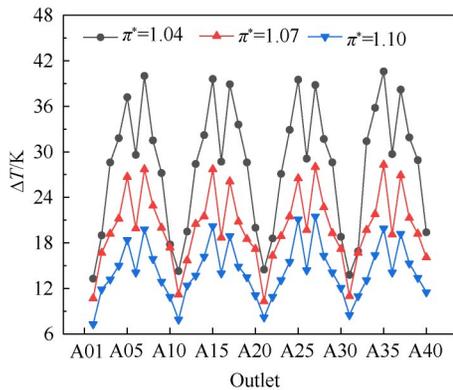


Fig. 3 Schematic of experimental setup



(a) Mass flow-rate distribution



(b) Temperature-rise distribution

Fig. 4 Tested results on mass flow-rate and temperature-rise of outflows under different pressure ratios

现出明显的不均匀性,正对进气口的出流孔气流温升最低,这是由于这部分出流与热壁面的接触历程最短,与热壁面的对流换热热量最小,受进气冲击和环腔沿程的对流换热影响,沿着周向的出流孔气流温度逐渐升高,在进气孔附近,射流冲击的局部高对流换热导致温升变化幅度更为急剧;然而在相邻两个进气口的中央位置出流孔的气流温度却出现一个相对的降低,这是由于沿程的出流起到溢流的作用而携带热量,相邻两个进气口的中央位置出流

孔远离进气口,与热壁面的对流换热衰减,总体上在相邻两个进气口之间的出流孔气流温度呈现出“M”状分布。随着进出口压比增大,总进气流量增加,流量分配的波动规律更为清晰,在相同的壁面热流条件下,由于进气流量的增加,出流温升大幅降低。

从本文的模型实验结果可以证实,集气腔中的气流与热壁面之间的对流换热会导致出流温度的不均匀性,因此不仅需要关注集气腔中的出流流量分配特性,而且也需要关注出流温度特性。

### 4 计算方法和验证

#### 4.1 计算方法

采用商用软件 ANSYS Fluent 进行三维稳态流动传热数值计算。压力-速度耦合采用 SIMPLIC 算法;动量方程、湍流动能方程、耗散率方程及能量方程均采用二阶迎风格式离散;参考前人在射流冲击流场数值模拟中对湍流模型比较研究<sup>[19-20]</sup>,湍流模型选取 Realizable  $k-\varepsilon$  两方程湍流模型;解收敛的标准是各项残差精度均小于  $10^{-5}$ ,此外,选取出流孔排设置的三个监测面流量变化趋于稳定。

在分析中,引入下列无量纲参数,包括:

(1) 出流流量不均匀度,定义为

$$\sigma_v = \frac{\sqrt{\sum_{i=1}^{N_{out}} (m_i - m_{av})^2 / N_{out}}}{m_{av}}, m_{av} = \frac{\sum_{i=1}^{N_{out}} m_i}{N_{out}} \quad (1)$$

(2) 出流孔无量纲平均温升系数,定义为

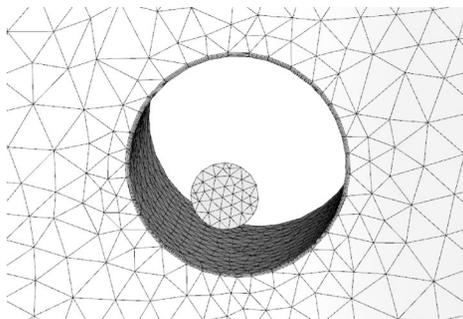
$$C_T = \frac{T_{av}^* - T_{in}^*}{T_{in}^*}, T_{av}^* = \frac{\sum_{i=1}^{N_{out}} m_i T_i^*}{\sum_{i=1}^{N_{out}} m_i} \quad (2)$$

(3) 出流孔温度不均匀度,定义为

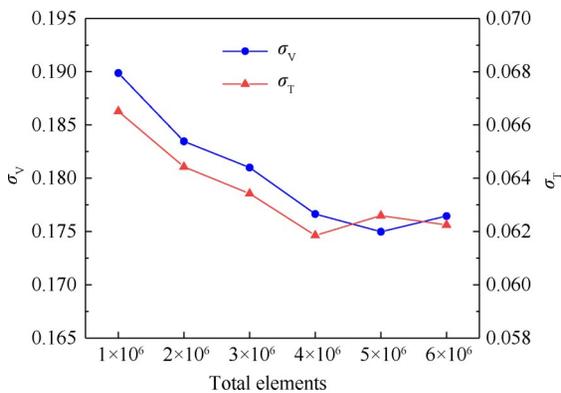
$$\sigma_T = \frac{\sqrt{\sum_{i=1}^{N_{out}} (T_i^* - T_{av}^*)^2 / N_{out}}}{T_{av}^*} \quad (3)$$

式中  $m_i$  为各出流孔的质量流率,  $T_i^*$  为各出流孔出流总温, 温度单位为 K。

按照图 1 构建计算域, 对集气腔整体计算域采用非结构化网格划分, 并在进口孔与出流孔以及壁面附近进行局部网格加密。为了满足增强型壁面函数对近壁区域网格的要求, 在壁面附近设置边界层网格, 使第一层网格高度满足  $y^+ < 1$ 。图 5(a) 显示了进气口和出流孔附近的局部网格划分, 图 5(b) 为不同计算网格数下出流不均匀度  $\sigma_v$  和温度不均匀度  $\sigma_T$  的变化, 可见当网格数量增加至 400 万时,  $\sigma_v$  和  $\sigma_T$  的变化趋于平缓, 经网格独立性试验, 最终的网格数目确定为 400 万左右。



(a) Locally computational grids



(b) Grid independence study results

Fig. 5 Computational grids and independence test

边界条件设置如下:集气腔进口采用压力进口, 给定进气的总压和总温;出流孔也设置为压力出口;壁面采用无滑移速度边界条件,除了内环壁面,其余固壁均采用绝热边界条件。内环壁的热边界条件分为两类,其一,针对实验模型采用恒热流边界;其二,在接近发动机真实气-热参数条件下的涡轮集气腔

数值模拟研究中,采用恒壁温边界。

#### 4.2 计算方法验证

为验证计算方法,按照图 1 所示物理模型,并依据实验条件给定集气腔进气压力和温度、出流孔压力以及壁面恒热流边界条件。图 6 为进出口压比  $\pi^* = 1.07$  时,各出流孔质量流量和温升(相对于进气总温)的数值模拟结果与实验结果对比,可以看出,预测结果与实验结果在集气腔周向的出流孔流量和温升分布特征上具有良好的一致性。然而,就每个孔的个体行为而言,数值模拟与实验结果的差异较为明显。如图 6(a) 所示,数值模拟得到的出口孔流量分布变化幅度要弱于实验结果,出流流量的不均匀度计算值和实验值分别为 0.13 和 0.18,造成出流孔流量分配的计算值与实验值差异的主要原因在于,实验过程中由于进出流状态存在微弱的非稳定性,且实验件几何结构也存在着微小的加工误差,因而对各出流孔的流量分配产生一定的影响。除了邻近和远离进气孔的个别出流孔之外,其余出流孔的流量计算值和实验值基本吻合,总体上计算与实验值的平均

相对偏差 ( $\sqrt{\sum_{i=1}^{N_{out}} (m_{i,num} - m_{i,exp})^2 / N_{out}} / m_{av}$ ) 约为 6%。

与出流孔流量分配相比,数值计算得到的周向出流孔温度变化幅度则高于实验结果,如图 6(b) 所示,出流孔温升的不均匀度计算值和实验值分别为 0.029 和 0.016,造成如此大差异的主要原因在于数值计算中仅采用恒热流边界,未考虑加热壁的导热效应以及在出流收集腔中的气流温度测量方式。尽管从出流孔气流平均温升系数来看,数值计算与实验测试的相对偏差仅有 2% 左右,但由于加热壁的导热效应导致各出流孔的气流温度变化差异较大。譬如,在数值模拟中,正对进气孔的出流孔气流几乎未受到壁面加热的作用,因此温升非常微弱,然而在实验测试中,由于固体壁以及收集腔管壁的导热效应,因而导致出流孔气流温度测试值高于计算值;而对于远离进气孔的出流孔,由于固体壁导热均温作用而导致气流在环形腔内的局部对流换热热量发生改变,导致气流温度测试值则低于计算值。

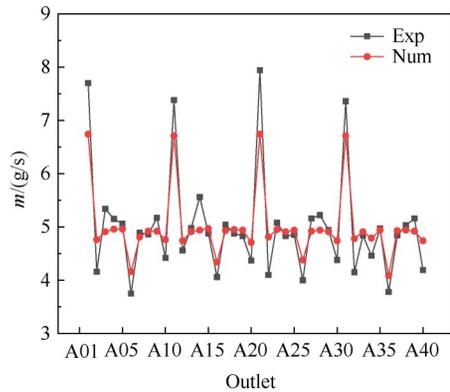
为了进一步验证计算方法的准确性,采用流-固耦合的改进计算模型,同时在出流孔下游增加一个长度为 3 倍孔口直径的出流管以考虑气流收集腔的影响,以尽可能地贴近实验状况,修正后的出流孔气流温度分布与实验结果吻合度明显改善,出流孔温升的

不均匀度计算值减小至0.021,出流孔温升的数值与

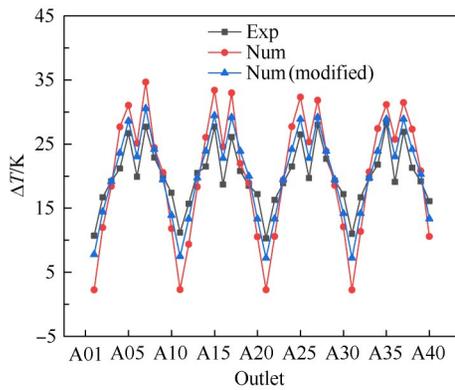
$$\text{实验平均相对偏差} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{N_{\text{out}}} (\Delta T_{i,\text{num}} - \Delta T_{i,\text{exp}})^2 / N_{\text{out}}}{\Delta T_{\text{av}}}}$$

约为11%。

基于上述分析,本文所进行的数值模拟结果能够合理地反映集气腔出流的流量和温度分布规律。



(a) Mass flow-rate distribution



(b) Temperature-rise distribution

Fig. 6 Validation of computation scheme

## 5 真实气-热参数条件下数值模拟

### 5.1 计算条件和相关定义

选取航空发动机涡轮集气腔设计工况的气-热条件进行数值模拟,见表2。

在集气腔结构参数上,针对基准结构参数(见表1),对腔室高度、出流孔直径和进出口轴向位置进行

Table 2 Aerodynamic-thermal parameters of plenum chamber

| Aerodynamic-thermal parameter | Value   |
|-------------------------------|---------|
| $p_{\text{in}}^*/\text{MPa}$  | 1.1~1.5 |
| $p_{\text{out}}/\text{MPa}$   | 1.06    |
| $T_{\text{in}}^*/\text{K}$    | 700     |
| $T_{\text{w,inner}}/\text{K}$ | 1230    |

调整。因此计算包括两个系列:

(1)针对基准结构,改变进出口压比,分析进出口压比对出流流量分配和温度分布不均匀性的影响。

(2)在固定的进出口压比下( $\pi^*=1.08$ ),分析腔室高度、出流孔直径和进出口轴向距离等结构参数对出流流量分配和温度分布不均匀性的影响。上述结构参数的改变仅考虑单一要素,即参照基准结构参数,在其它结构参数不变的前提下改变某个结构参数,见表3。

Table 3 Variation of geometric parameters of plenum chamber

| Geometric parameter        | Variation range |
|----------------------------|-----------------|
| $H/\text{mm}$              | 10~30           |
| $d_{\text{out}}/\text{mm}$ | 7~16            |
| $\Delta/\text{mm}$         | 0~40            |

### 5.2 进出口压比影响

图7为集气腔基准结构,在进出口压比 $\pi^*=1.08$ 时的出流孔排的质量流率和出流温升分布,与模型实验和数值模拟的规律一致。正对集气腔进口的出流孔流量最大(A01,A11,A21和A31),紧邻其两侧的出流孔和位于两进气口中央位置上的出流孔流量较小(如A02,A06和A10等),而其余各出流孔的出流流量较为一致。4个具有极大出流值的出流孔流量约占进口总流量的15%;从各出流孔的出流温度可以看出,在集气腔内环侧壁面温度为1230K,或与进口气流温差为530K的特定情形下,由于壁面对集气腔气流的传热效应而导致出流形成显著的温升,位于相邻进气口中央心位置的出流孔温升值甚至可以达到150K左右。

为了阐明上述现象,从集气腔流动和传热过程进行分析。图8给出了进气口I1附近的集气腔内部速度、压力分布、涡量分布、温度分布和内环壁面对流换热系数分布,从图8(a)~图8(c)可以看出,由于进气的冲击作用,在正对进气口的出流孔A01位置,来流动压得到充分利用,具有局部的高出流总压和溢流速度,沿着进气口两侧,狭窄环形缝槽中的壁面射流形成涡系结构,同时伴生着各出流孔的溢流影响,与A01相邻的A02与A40出流孔位于射流诱导的壁面射流区,因为存在着较大的卷吸涡而导致其气流出流受到影响,出流呈现出较显著的波动;在两进气口中央位置出流孔A06的气流沿程输运距离最远,

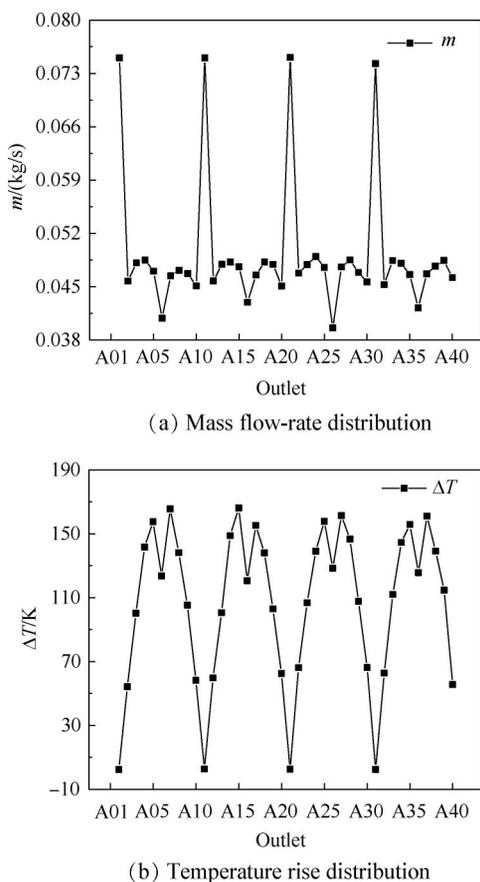


Fig. 7 Mass flow-rate and temperature rise of outflows for baseline plenum chamber

由于沿程的出流孔溢流而导致排出总压降低,同时左右两股进气(I1和I2)形成的、流动方向相逆的环形通道流在此交汇,影响出流的平顺。其余各孔流动变化则较为平缓,质量流率波动较小。

从图 8(d)可以看出,当冷气从 I1 流入,部分高速气流未碰撞腔室内壁直接冲击正对孔 A01,出流冷气品质最佳,且 A01 与 A02 之间腔体内部温度较低,贴壁冷气可较好地覆盖于高温壁面。由内壁发展的高温区域沿远离进口方向逐渐扩大,出流温度升高。从图 8(e)可以看出,在进气对应的射流冲击驻点区具有高的局部对流换热系数,正对进气口的出流孔 A01 出流因流程短,几乎不受壁面加热的影响,偏离进气口的出流孔则不可避免地受到壁面加热的影响,虽然沿程出流孔的溢流作用携带出一部分热量,但随着出流流程的增加,总体上出流温度呈现出逐渐增加的趋势。在两进气口中央位置的出流孔 A06,由于流动方向相逆的环形通道流在此交汇,靠近外环侧的气流可以有效地降低出流的温升。

图 9 所示为进出口压比对基准集气腔出流流量

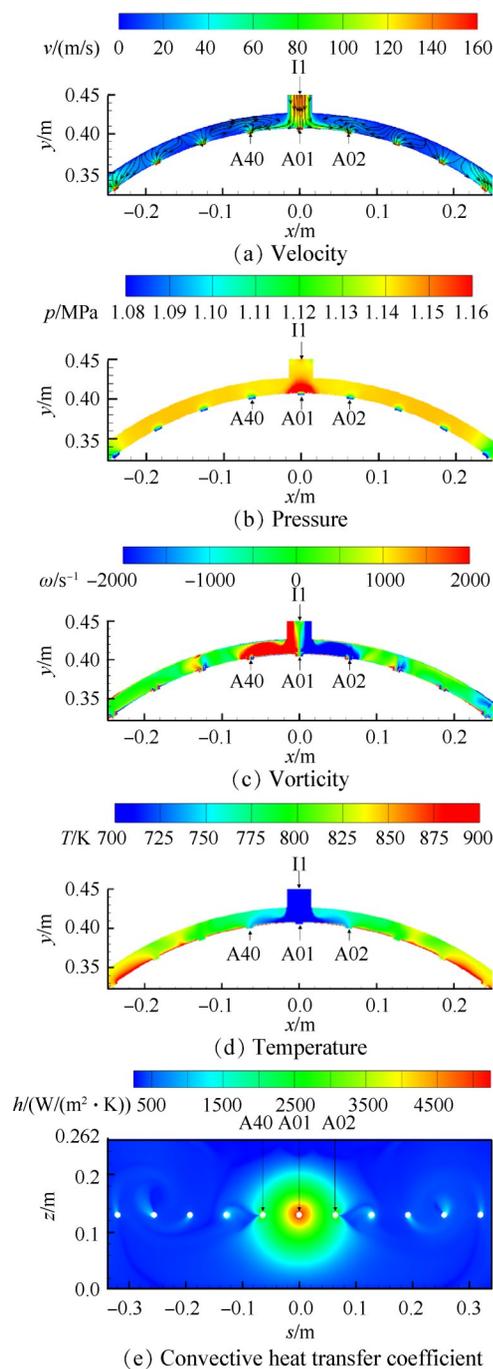


Fig. 8 Local flow and temperature fields inside circular channel and convective heat transfer coefficient distribution on heated wall

分配和温度分布不均匀性的影响。由图 9(a)可见,在出流压力恒定的情形下,随进出口压比增加,集气腔的进气流量增加,基准集气腔的通流流量在  $\pi^*=1.08$  时较  $\pi^*=1.04$  增长 85.2%,  $\pi^*=1.2$  较  $\pi^*=1.08$  增长 88.7%,对应于进气口的出流孔流量与其它出流孔的差异也相应增大;从出流温升看,进出口压比的增加,使得集气腔进气流量增加,在给定内环壁面温度的条件下,虽然壁面与气流间的对流换热由于流动

速度或雷诺数的增加而得到一定的增强,但出流温升却得到有效的降低,平均温升在 $\pi^*=1.08$ 时较 $\pi^*=1.04$ 时降低12.5%, $\pi^*=1.2$ 较 $\pi^*=1.08$ 降低14.8%,且各出流孔之间的温度差异也有所减小,如图9(b)所示;由图9(c)可见,集气腔出流的不均匀性程度随进出口压比呈现近乎线性的变化,当压比从1.04增加至1.2时,出流流量不均匀度约从0.182降低至0.161,出流温度不均匀度约从0.063降低至0.057。

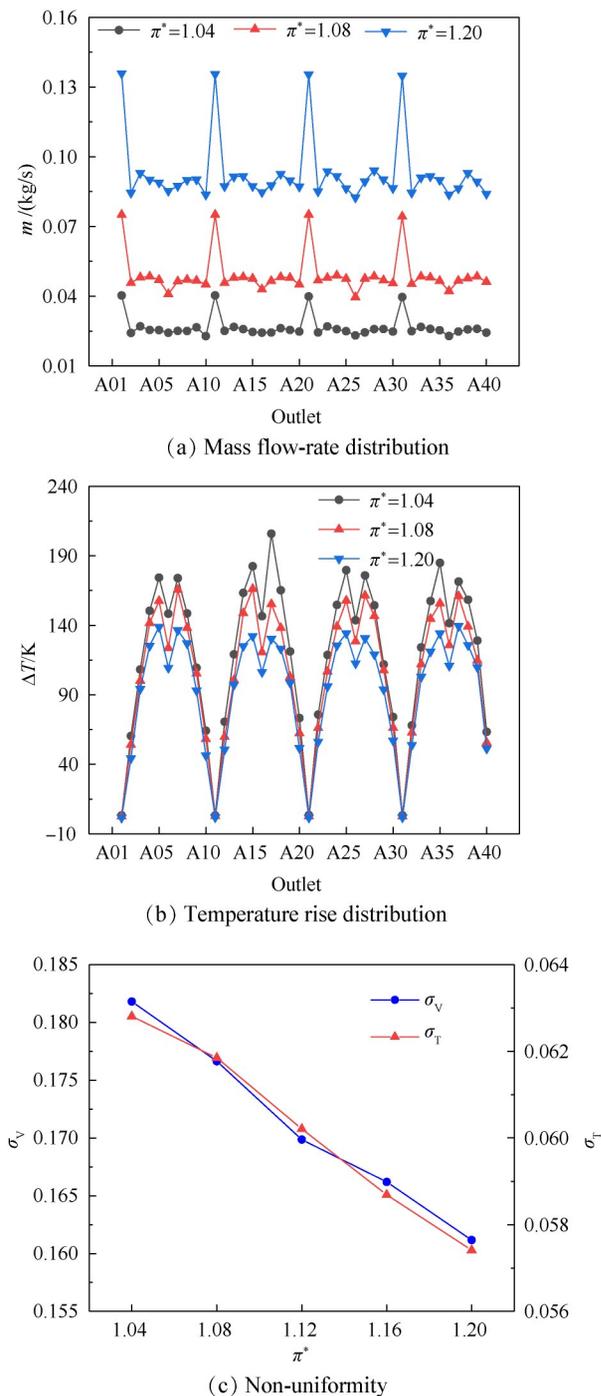


Fig. 9 Effects of pressure ratio on outflow characteristics of plenum chamber

### 5.3 结构参数影响

图10显示改变集气腔高度的集气腔出流特性,集气腔高度调节为 $H=10\sim 30\text{mm}$ ,对应的无量纲高度 $H/d_{in}$ 为0.313~0.938。由图10(a)可见,在无量纲高度 $H/d_{in}=0.313$ 时,在相邻进气口中央位置的出流孔局部流量骤降,这是由于在小的集气腔高度下,进气射流冲击间距较小,狭窄环形通道中的流动沿程阻力有所增强所致。总体而言,在本文的集气腔高度调节范围内,其对集气腔通流能力的影响很小,

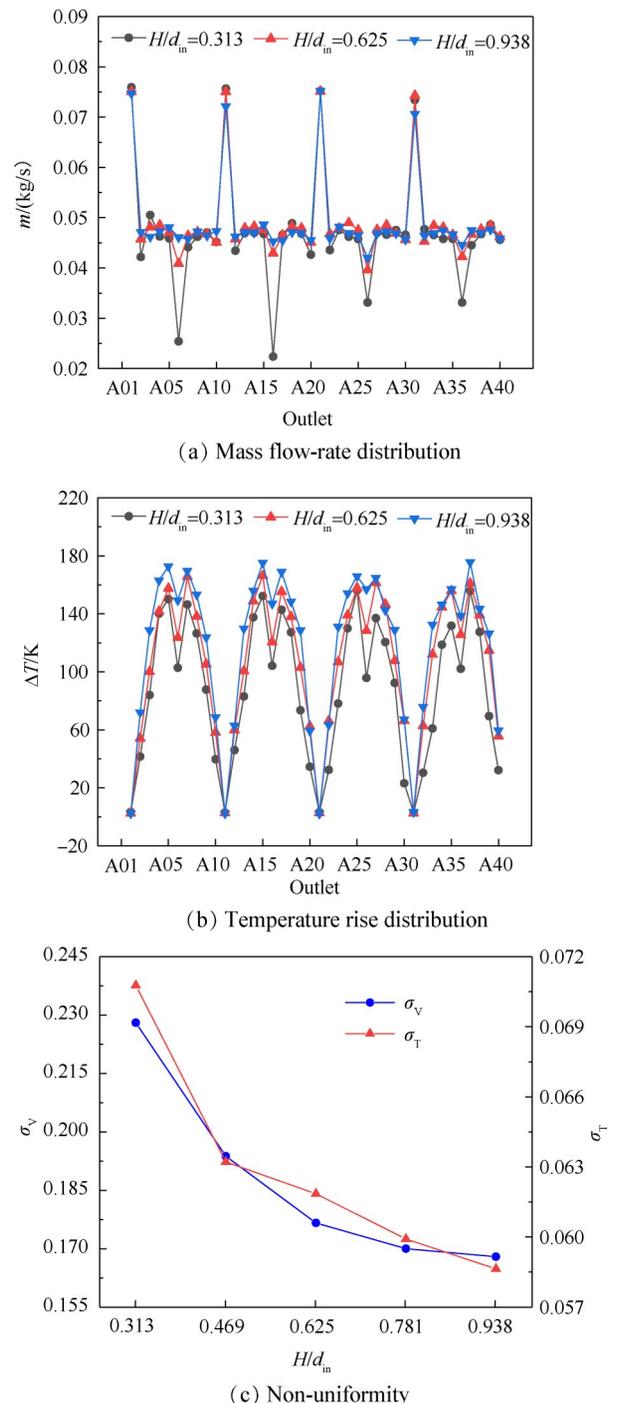


Fig. 10 Effects of cavity height on outflow characteristics of plenum chamber

当  $H/d_{in}$  从 0.313 增大至 0.938 时,集气腔的通流流量约增加 5.5%;从出流温度变化看,如图 10(b)所示,随着腔室高度增加,出流平均温升有一定的增加,这是由于环形腔室内的气流对流换热增强所致,平均温升在  $H/d_{in}=0.625$  时较  $H/d_{in}=0.313$  增长约 17.2%, $H/d_{in}=0.938$  较  $H/d_{in}=0.625$  增长了 10.8%;由图 10(c)可见,随集气腔腔室高度增加,出流流量分配和温度分布不均匀度均呈现出降低的趋势,尤其是在  $H/d_{in}$  从 0.313 变化至 0.625 时,增加集气腔高度可以起到较为显著的改善出流均匀性的作用,出流流量不均匀度约从 0.228 降低至 0.177,出流温度不均匀度约从 0.071 降低至 0.062;但是当集气腔腔室高度达到一定值后(譬如  $H/d_{in}=0.625$ ),再通过增加集气腔高度改善出流流量分配均匀性的作用将趋于微弱,对出流温度分布均匀性仍具有较好的作用。

图 11 显示改变出流孔孔径的集气腔出流特性,出流孔孔径调节范围为  $d_{out}=7\sim 16\text{mm}$ ,对应的无量纲直径  $d_{out}/d_{in}$  为 0.219~0.5。在相同的进出口压比下,集气腔出流孔直径增加可以提升集气腔通流能力,当  $d_{out}/d_{in}$  从 0.219 增加至 0.313 时,集气腔通流流量相对增加了 69.9%,当  $d_{out}/d_{in}$  从 0.313 增加至 0.5 时,相对增长了 42.7%,同时也注意到集气腔出流孔直径增加导致正对进气口的出流孔局部出流流量急剧增大,导致出流孔的流量分配差异显著体现,如图 11(a)所示;由图 11(b)可见,随着出流孔直径增加,沿程出流孔的溢流作用增强,平均温升随之降低,平均温升在  $d_{out}/d_{in}=0.313$  时较  $d_{out}/d_{in}=0.219$  降低了 14%, $d_{out}/d_{in}=0.5$  较  $d_{out}/d_{in}=0.313$  降低了 15.2%。出流孔孔径的改变对于出流流量分配和温度分布不均匀度的影响呈现出相反的趋势,如图 11(c)所示,随出流孔孔径增大,出流流量均匀度逐渐恶化,但是温度不均匀度却持续减小,从两者的匹配协同视角分析,较为合理的出流孔孔径为  $d_{out}/d_{in}=0.313\sim 0.375$ 。

图 12 显示改变进出口轴向距离的集气腔出流特性,出流孔截面与进气口截面之间的相对前置距离调节为  $\Delta=0\sim 40\text{mm}$ ,对应的无量纲间距  $\Delta/d_{in}$  为 0~1.25。由图 12(a)可见,相对于基准结构( $\Delta/d_{in}=0$ ),通过将出流孔截面相对前置可以显著改善出流孔之间的流量分配不均匀性,尤其是大幅衰减周向正对于进气口的出流孔的局部流量,同时并不引起过大的集气腔同流能力变化,无量纲间距从 0 增加至 0.625 时,集气腔通流流量仅仅降低了 2.2%;同时,出流孔截面相对进气口截面前置也有利于改善出

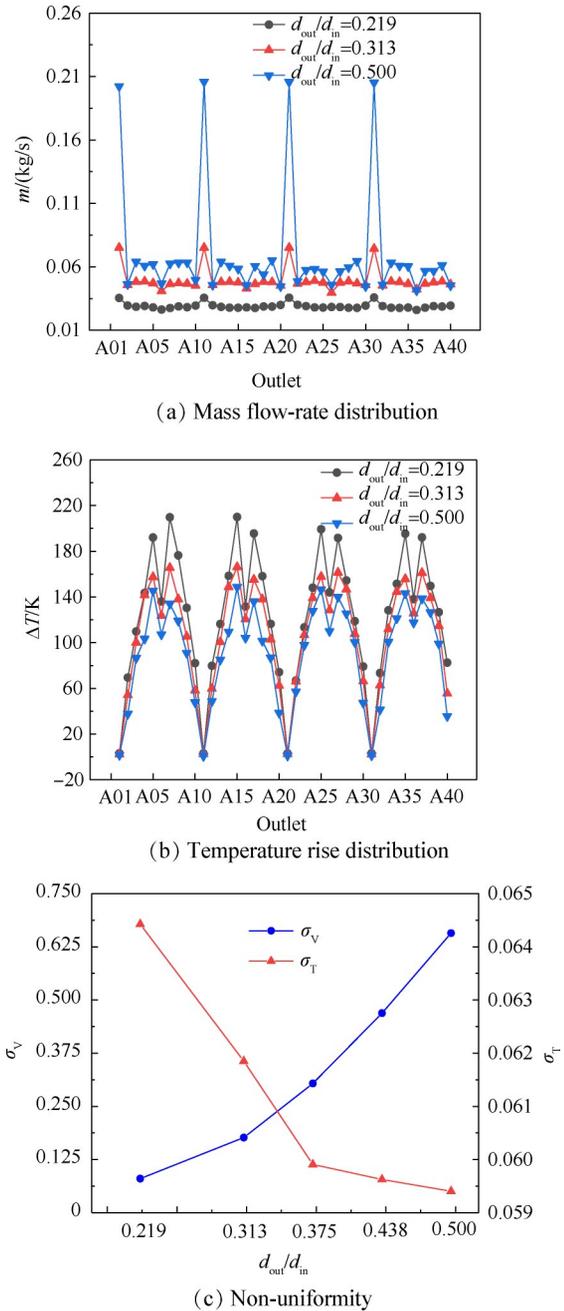


Fig. 11 Effects of outlet diameter on outflow characteristics of plenum chamber

流孔的温度分布特性,如图 12(b)所示,由于出流孔截面相对前置而偏离进气口截面,周向上正对进气口的出流孔气流温度有较大的提高,总体上,无量纲间距对出流平均温升的影响很小,其相对极差仅为 0.019。从图 12(c)可见,调节出流孔截面与进气口截面之间的相对距离是改善集气腔出流流量分配均匀性的有效途径,但是当  $\Delta/d_{in}$  达到 0.625 之后再增加轴向间距的作用效果趋于衰减;同时注意到其对于温度分布均匀性的改善仍然具有较好的作用。

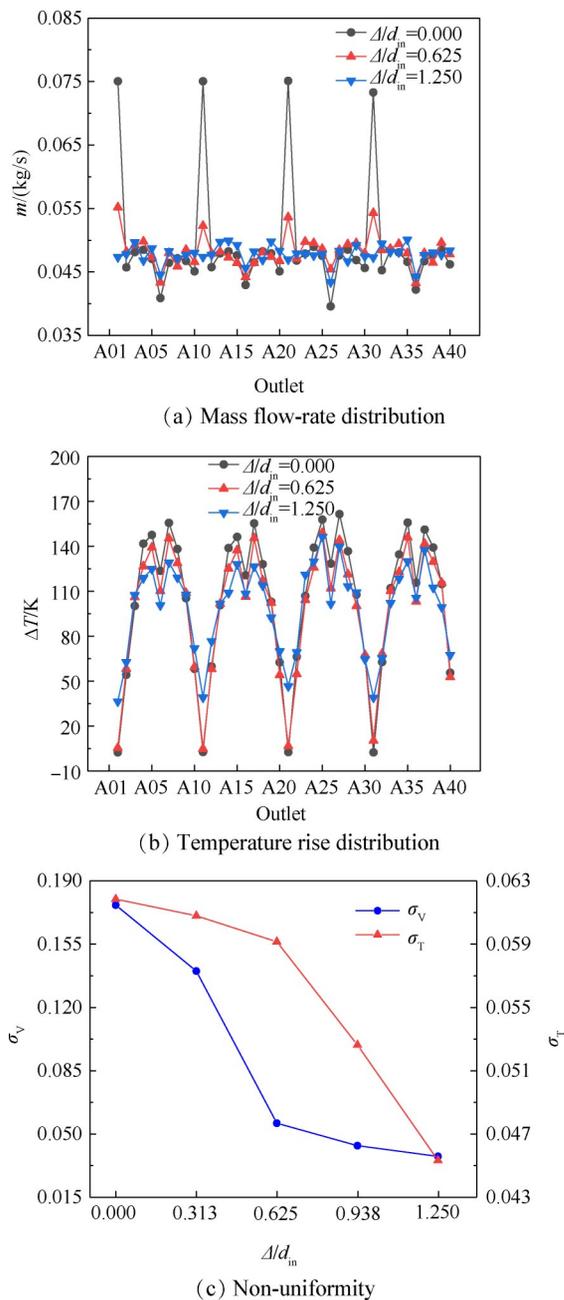


Fig. 12 Effects of axis offset distance on outflow characteristics of plenum chamber

## 6 结论

本文针对发动机涡轮集气腔流动传热特性进行了数值研究和模型实验验证,在本文所研究的参数范围内,主要结论如下:

(1)在出流压力恒定的情形下,随进口压力增加,集气腔的进气流量增加,对应于进气口的出流孔流量与其它出流孔的差异也相应增大,出流平均温升却得到有效降低,集气腔出流流量和温度的不均匀性程度随进出口压比增大均呈现近乎线性的单调减小趋势。

(2)增加集气腔腔室高度,对集气腔通流能力的影响很小,出流平均温升有一定的增加,可以起到改善出流流量分配和温度分布不均匀度的效果,但是当集气腔腔室高度达到一定值后(譬如 $H/d_{in}=0.625$ ),再增加集气腔高度改善出流流量分配均匀性的作用趋于微弱。

(3)增加集气腔出流孔的直径,集气腔通流能力得到增强,平均温升有一定的降低。随出流孔孔径增大,出流流量均匀度逐渐恶化,但是温度不均匀度却持续减小,从两者的匹配协同视角分析,较为合理的出流孔孔径为 $d_{out}/d_{in}=0.313 \sim 0.375$ 。

(4)改变出流孔与进气口的轴向位置距离,对集气腔通流能力和出流平均温升的影响很小,可以显著改善出流孔之间的流量分配和温度分布不均匀性,当 $\Delta/d_{in}$ 达到0.625之后再增加轴向间距的作用效果趋于衰减,但其对于温度分布均匀性的改善仍然具有较好的作用。

(5)集气腔中的气流与热壁面之间对流换热会导致出流温度的不均匀性,对此需加以关注。总体而言,改变出流孔与进气口的轴向位置距离、适当增加集气腔腔室高度是在不影响集气腔通流能力下改善出流流量和温度分布均匀性的技术措施。

致谢:感谢国家科技重大专项的资助。

## 参考文献

- [1] Zimmermann H. Some Aerodynamic Aspects of Engine Secondary Air Systems [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbine and Power*, 1990, 112: 223-228.
- [2] Negulescu D, Pfitzner M. Secondary Air Systems in Aeroengines Employing Vortex Reducers [R]. *ASME 2001-GT-0198*.
- [3] Luo X, Feng A, Quan Y K, et al. Experimental Analysis of Varied Vortex Reducers in Reducing the Pressure Loss in a Rotating Cavity with Radial Inflow [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2016, 77: 159-166.
- [4] 夏子龙, 王锁芳, 麻丽春, 等. 压气机引气系统典型减涡器减阻特性对比分析 [J]. *推进技术*, 2021, 42(1): 114-122. (XIA Zi-long, WANG Suo-fang, MA Li-chun, et al. Comparative Analysis of Flow Resistance Reduction Characteristics of Typical Vortex Reducers in Compressor Bleed Air System [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(1): 114-122.)
- [5] Jarzombek K, Dohmen H J, Benra F K, et al. Flow Analysis in Gas Turbine Pre-Swirl Cooling Air Systems: Variation of Geometric Parameters [R]. *ASME GT 2006-90445*.

- [6] 刘育心, 刘高文, 孔晓治, 等. 叶型预旋喷嘴流动及温降特性试验与计算研究[J]. 推进技术, 2019, 40(4): 815-824. (LIU Yu-xin, LIU Gao-wen, KONG Xiao-zhi, et al. Experimental Testing and Numerical Analysis on Flow Characteristics and Cooling Performance for Two Vane Pre-Swirl Nozzles [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(4): 815-824.)
- [7] 唐国庆, 薛伟鹏, 曾军, 等. 低损失融合式预旋喷嘴设计与研究[J]. 推进技术, 2020, 41(9): 2011-2020. (TANG Guo-qing, XUE Wei-peng, ZENG Jun, et al. Design and Study of Low Loss Integrated Pre-Swirl Nozzle [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(9): 2011-2020.)
- [8] Bruening G B, Chang W S. Cooled Cooling Air Systems for Turbine Thermal Management[R]. ASME 99-GT-014.
- [9] LI H W, Huang H R, Xu G Q, et al. Performance Analysis of a Novel Compact Air-Air Heat Exchanger for Aircraft Gas Turbine Engine Using LMTD Method [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2017, 116: 445-455.
- [10] Gu L D, Min J C. Airside Thermal-Hydraulic Characteristics for Tube Bank Heat Exchangers Used to Cool Compressor Bleed Air in an Aero Engine [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2018, 141: 939-947.
- [11] Wang J Y. Theory of Flow Distribution in Manifolds [J]. *Chemical Engineering Journal*, 2011, 168: 1331-1345.
- [12] Da S R, Andreini A. Numerical Characterization of Pressure Drop Across the Manifold of Turbine Casing Cooling System [R]. ASME GT 2013-31017.
- [13] 姜远刚, 毛军逵, 李毅, 等. 间隙主动控制系统中冷却空气管换热特性实验研究[J]. 推进技术, 2014, 35(3): 365-371. (JIANG Yuan-gang, MAO Jun-kui, LI Yi, et al. Experimental Studies on Heat Transfer Characteristics in Air Cooling Pipe of Turbine Tip Clearance Control System [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(3): 365-371.)
- [14] Papadakis M, Wong S J. Parametric Investigation of a Bleed Air Ice Protection System [R]. AIAA 2006-1013.
- [15] Ridha H, Froncois M. Numerical Validation of Conjugate Heat Transfer Method for Anti-/De-Icing Piccolo System [J]. *Journal of Aircraft*, 2014, 51: 104-116.
- [16] 赵曙, 朱惠人, 杜晓琴, 等. 涡轮集气腔流动特性实验研究 [C]. 贵阳: 中国航空学会第七届动力专业分会, 2010.
- [17] 沈毅, 李云单, 吕春雁, 等. CFD技术在航空发动机空气系统设计中的应用 [J]. 航空发动机, 2011, 37(3): 34-37.
- [18] 姚甜, 毛军逵, 蒋亮亮, 等. 涡轮集气腔流动特性研究及流阻计算模型 [J]. 推进技术, 2017, 38(2): 364-375. (YAO Tian, MAO Jun-kui, JIANG Liang-liang, et al. Experimental Investigation on Flow Characteristics of Turbine Plenum Chamber and Flow Resistance Model [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(2): 364-375.)
- [19] Zuckerman N, Lior N. Jet Impingement Heat Transfer: Physics, Correlations, and Numerical Modeling [J]. *Advances in Heat Transfer*, 2006, 39: 565-631.
- [20] Singh D, Premachandran B, Kohli S. Experimental and Numerical Investigation of Jet Impingement Cooling of a Circular Cylinder [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2013, 60: 672-688.

(编辑:梅瑛)