

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2023.02.09

基于收扩喉部结构的非介入式发动机 进气流量管设计

杨振, 王毅, 刘琳琳

(航空工业北京长城计量测试技术研究所, 北京 100095)

摘要: 针对航空发动机进气流量测量不准确的问题, 设计了增加收扩喉部结构的新型发动机进气流量管。所设计结构对流场的整流作用, 可以通过布置更少的测点获得更高的流量测量准确度; 利用直管段与喉部产生的静压差, 以非接触的方式获取进气流量, 极大简化了试验现场进气流量测试方法。通过仿真与试验验证了设计方案的可行性, 研究结果为航空发动机进气流量的准确测量提供了新的解决思路。

关键词: 航空发动机; 进气流量管; 收数值仿真; 收扩喉部结构

中图分类号: TB937; V23 **文献标志码:** A **文章编号:** 1674-5795(2023)02-0071-11

Design of non-intrusive engine intake flow pipe based on convergent-divergent throat structure

YANG Zhen, WANG Yi, LIU Linlin

(Changcheng Institute of Metrology & Measurement, Beijing 100095, China)

Abstract: Aiming at the problem of inaccurate measurement of aero-engine intake flow, this paper investigates a new type of aero-engine flow pipe with a throat structure. Its advantage is that on the one hand, due to the optimization of the flow field by the throat structure, higher intake flow measurement accuracy can be obtained by arranging fewer measuring probes. On the other hand, the static pressure difference between the straight pipe section and the throat is used to obtain the flow in the pipe in a non-contact way, which greatly simplifies the test method of the inlet flow in the test site. The feasibility of the design scheme is verified by simulation and experiment. The research results provide a new solution for the accurate measurement of aero-engine intake flow.

Key words: aero-engine; flow pipe; convergent-divergent throat structure

0 引言

发动机进气流量是航空发动机整机试验和部件试验中重要的状态参数, 表征航空发动机的运行状态, 其测量准确度对发动机整机和部件性能

评定、状态监测均具有重要意义^[1-2]。目前国内外航空发动机进气流量多采用配备总静压探针的钟形口进气流量管进行测量^[3-6]。

由于空气存在粘性, 空气进入发动机流量管后会在管内的近壁处形成一层速度不同于管内中

收稿日期: 2023-01-31; 修回日期: 2023-03-31

基金项目: 国家“十四五”技术基础项目(JSJL2020205A003)

引用格式: 杨振, 王毅, 刘琳琳. 基于收扩喉部结构的非介入式发动机进气流量管设计[J]. 计测技术, 2023, 43(2): 71-81.

Citation: YANG Z, WANG Y, LIU L L. Design of non-intrusive engine intake flow pipe based on convergent-divergent throat structure[J]. Metrology & Measurement Technology, 2023, 43(2): 71-81.



心流速的附面层。在发动机试验中,通过测量管内速度核心区速度平均值与截面面积相乘的方法计算得到进气流量,忽视了附面层的影响,因而此种方法原理上存在误差^[7-8]。为了消除附面层影响造成的误差,通常会使用流出系数对测量值进行修正,流出系数一般通过附面层厚度计算得出或者通过实流校准的方法获得。

对航空发动机进气流量管进行实流校准并不容易,原因是航空发动机进气流量量级越来越大,国内一般机构的空气流量标准装置的测量上限远远没有达到航空发动机进气流量的量级^[9-11],无法进行实流校准。因此通常根据附面层厚度的测量结果,计算发动机流量管的流出系数,而获取附面层厚度首先需要获取测量截面速度分布。为了准确获取测量截面速度分布,会在近壁处和核心区布置大量总压测点,而这些测点造成的堵塞效应、速度波动往往也会降低流量测量精度^[12-14]。工程中消除测量靶影响几乎不可能,而要单独量化评估由于几何因素造成的静压测量准确度也是非常困难的。因此空气流量的测量被普遍认为是“不准确”的,无法满足现在对大流量进行高精度测量的需要。由于无法消除误差的影响,同一发动机在不同试车台的测量结果产生了“不一致”的问题。

针对目前航空发动机进气流量测量不准确和不一致的问题,本文提出一种不布点或少布点的钟形口进气流量管优化思路,即在直管段中间增加一个收缩喉部。这种结构流量管的主要特点是使进入流量管喉部的气流速度加快,而气流速度越快,附面层厚度越小,一方面降低了附面层对

进气流量测试的影响,另一方面喉部对流场的整流作用,使喉部测量截面速度分布由“抛物线”形变为更易准确测量的“top hat”形(“礼帽”形)。综合两方面的优势,可以通过少量布点获取更准确的流量测试结果。

1 理论分析

1.1 典型发动机进气流量测量方法

钟形口进气流量管示意图如图1所示,包括喇叭形入口段、直管段,测量截面位于直管段。在发动机进气流量测量试验中,通过安装在流量管内的总静压测量靶测得的总静压值计算管内核心区平均速度,通过速度面积法计算得到管内流量。

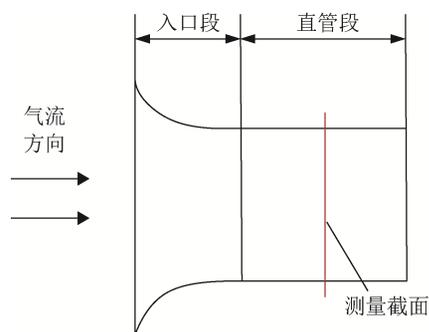


图1 钟形口进气流量管示意图

Fig.1 Structural representation of bell-mouth intake flow tube

为了方便数据测量与计算,一般情况下使用的计算方法是将管内附面层以外的部分气流流速视为均匀的,通过管内平均速度与管道截面积的乘积来计算管内的体积流量,再用流出系数的修正来表征附面层的影响,最后再乘以空气密度得到空气的质量流量 q_m ,即

$$q_m = CA \sqrt{\frac{k}{R} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \frac{p^*}{\sqrt{T}} \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \left(\frac{k+1}{k-1}\right)^{\frac{1}{2}} \left[\left(\frac{p_t}{p^*}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_t}{p^*}\right)^{\frac{k-1}{k}} \right]^{\frac{1}{2}}} \quad (1)$$

式中: C 为流出系数(由附面层厚度决定); A 为管内截面面积, m^2 ; p^* 为气流总压, Pa ; p_t 为气流静压, Pa ; T 为气流总温, K ; k 为绝热指数,测量空气流量时一般为1.4; R 为气体常数,空气中一般为 $287.06 J/(kg \cdot K)$ 。

航空发动机进气流量管内气流速度约0.45 Ma,雷诺数数量级在 10^6 以上,属于湍流流动,湍

流流动的入口段长度约 $(25 \sim 40) D$ (D 为管道内径),发动机进气流量管因安装使用的限制,管道长度有限,整个管内的流动都处于流动入口段,不同的轴向位置对应不同的速度分布,测得的附面层厚度也存在差异。在相同的入口条件下,因流量管材质、工艺以及型面结构等因素的影响,相同的轴向位置测得的速度分布和附面层厚度同

样存在差异，所以在流动入口段没有理论的、固型的速度分布曲线。

综上所述，基于速度面积法获取管内流量的重点和难点均是获取管内速度分布。如何准确获取管内速度分布，优化速度型面使其更易获取，或抛开速度分布的其他流量获取方法是本文研究的重点。

1.2 收扩式进气流量测量方法

根据上述分析提出一种使测量截面速度分布更加均匀的优化思路，即在直管段中间增加一个收缩喉部，流量管结构如图2所示。

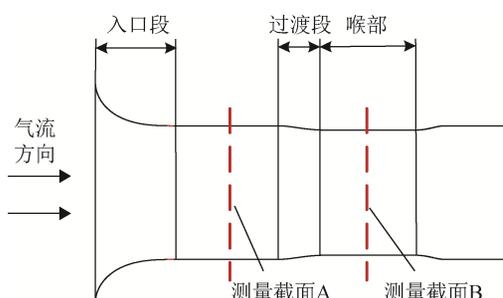


图2 收扩式进气流量管测量截面示意图

Fig.2 Schematic plot of measuring cross-sections of convergent-divergent flow tube

由于气流进入流量管喉部的速度加快，附面层厚度更小，降低了附面层对进气流量测试的影响。喉部的整流作用使测量截面速度分布更加均匀，可以通过少量布点获取更准确的流量测试结果，而且利用平直段和喉部产生的静压差，同样可以基于经典文丘里管流量获取方法，以非介入式方法测量获取管内流量。前者的测试结果可作为标准流量对后者进行校准，不仅提高了测量的准确性，也极大地简化了试验现场进气流量测试方法。

如图2所示，截取测量截面A和测量截面B，截面A为空气产生收缩前收扩式进气流量管上游侧入口圆管段断面，截面B为流体最小断面即收扩式进气流量管喉部段断面。流量 q_{mi} 计算公式为

$$q_{mi} = \frac{C}{\sqrt{1 - \beta^4}} \varepsilon \frac{\pi}{4} d^2 \sqrt{2\Delta p \rho_A} \quad (2)$$

式中： C 为流出系数（由附面层厚度决定）； β 为喉部段直径比； d 为喉部直径，m； Δp 为上游与喉部静压差，Pa； ρ_A 为上游气流密度， kg/m^3 ； ε 为可压缩流体的可膨胀性系数，表示为

$$\varepsilon = \sqrt{\left(\frac{k}{k-1} \left(\frac{p_B}{p_A} \right)^{\frac{2}{k}} \right) \left(\frac{1 - \beta^4}{1 - \beta^4 \left(\frac{p_B}{p_A} \right)^{\frac{2}{k}}} \right) \left(\frac{1 - \left(\frac{p_B}{p_A} \right)^{\frac{k-1}{k}}}{1 - \frac{p_B}{p_A}} \right)} \quad (3)$$

由式(2)可知，试验中仅需管道内径 D 、喉部直径 d 和压差 Δp 即可求出流体流经管道的流量值。

2 收扩式进气流量管设计

2.1 仿真模型建立

以进气流量35 kg/s的发动机为例，设计收扩式进气流量管。采用数值模拟方法，分析收扩式进气流量管的流量测量准确度、附面层厚度以及流场均匀性三个方面的因素，将收扩式进气流量管分为入口段、平直段、过渡段和喉部四段进行设计，如图3所示。

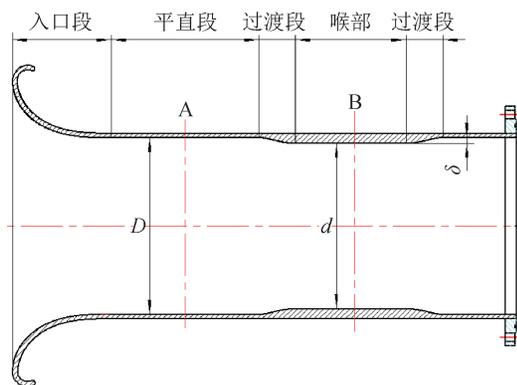


图3 收扩式进气流量管结构图

Fig.3 Structural representation of convergent-divergent intake flow tube

针对收扩式进气流量管喉部直径 d 和过渡段曲线设计进行研究，其余部分依照发动机进气流量管设计标准进行设计。选择流量管管径为475 mm，设置了两组仿真模型，具体参数如表1和表2所示。

表1 收扩式进气流量管过渡段曲线

Tab.1 Curve of transition section of convergent-divergent intake flow tube m

过渡段曲线	管径	喉部直径
直线	0.475	0.445
维托辛斯基曲线	0.475	0.445
双三次曲线	0.475	0.445

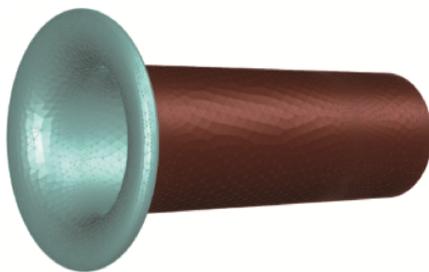
表2 收扩式进气流量管喉部直径

Tab.2 Throat diameter of transition section of convergent-divergent intake flow tube m

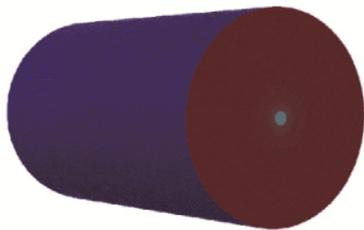
过渡段曲线	管径	喉部直径
维托辛斯基曲线	0.475	0.415
维托辛斯基曲线	0.475	0.425
维托辛斯基曲线	0.475	0.435
维托辛斯基曲线	0.475	0.445
维托辛斯基曲线	0.475	0.455

2.2 网格划分和条件设置

对收扩式进气流量管模型进行网格划分时采用多面体网格划分。根据流动状态估计流量管的边界层厚度，设置边界层层数为18层，边界层增长率为1.08，画出网格如图4所示。



(a) 流量管面网格
(a) Surface mesh of flow tube



(b) 流体域面网格
(b) Surface mesh of fluid domain

图4 网格绘制

Fig.1 Mesh drawing

将划分好的网格导入Fluent19.0进行数值模拟计算，选择SST k-omega模型进行计算。按照试验情况将流体材料设置为理想气体，设置流体域入口为压力进口，给定来流总温总压，设置流体域出口为压力出口。

2.3 收扩式进气流量管喉部设计

2.3.1 流量计算误差

设置流量管内流量为35 kg/s，分别对喉部直径为415，425，435，445，455 mm的收扩式进气

流量管进行仿真计算，当计算收敛或者达到设定迭代次数后，计算自动停止。将数据文件导入Tecplot软件，取z=0平面，可得沿管轴方向上的流量管静压分布。

图5为相同流量状态下，利用上游与喉部静压差流量公式计算不同喉部直径收扩式进气流量管的相对误差变化曲线。可以看出，流量相对误差随着喉部直径的增大而增大，且随着喉部直径减小，误差变化趋于平缓。

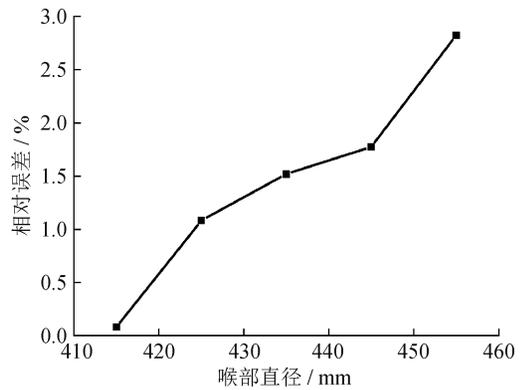


图5 压差计算流量相对误差变化曲线

Fig.5 Relative error curve of flow calculation using pressure difference

2.3.2 测量截面流场均匀性

动压系数是衡量收缩段出口气流的速度大小均匀性的参数，在理想情况下，速度核心区动压系数应该为0，而且各处的速度大小相等，方向均沿轴线^[14]。但在实际情况中，由于收缩段的干扰和喉部直径的差异，附面层发展情况不同，会使动压系数有较大区别。动压系数可以反映出气流核心区速度大小的均匀性，表示为

$$\mu_i = \left| \frac{q_i}{\bar{q}} - 1 \right| \quad (4)$$

式中： μ_i 为第*i*点的动压系数； q_i 为第*i*点的动压，即当地总压与静压之差，Pa； \bar{q} 为是测量点的平均动压值，Pa。

相同流量状态下，不同喉部直径收扩式进气流量管测量截面动压系数分布如图6所示，可以看出，随着喉部直径减小，喉部测量截面均匀性逐渐变差。因此，喉部直径过渡收缩，会对流场均匀性产生不好的影响，甚至出现流动分离。

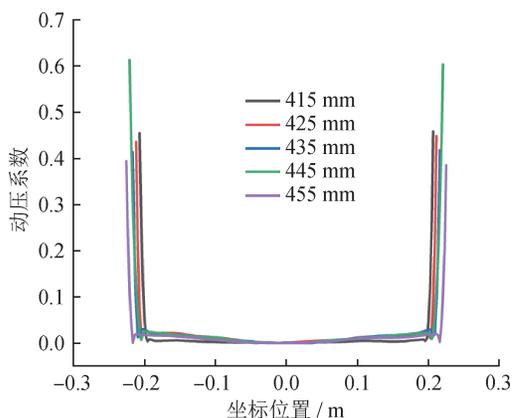


图6 不同喉部直径收扩式进气流量管动压系数

Fig.6 Dynamic pressure coefficient of convergent-divergent inlet flow tube with different throat diameter

2.3.3 出口流场均匀性

气流偏角是指当地气流方向偏移主流的角度，反映流动的方向均匀性，主要受到横向压力梯度影响^[14-15]，本文出口的主流方向定义为 x 正向。气流偏角公式为

$$\beta_{dev,i} = \arctan\left(\frac{\sqrt{v^2 + w^2}}{u}\right) \quad (5)$$

式中： $\beta_{dev,i}$ 为第 i 点的气流偏角，(°)； u, v, w 分别为沿 x, y, z 向的分速度，m/s。

图7为不同喉部直径的收扩式进气流量管在进气流量35 kg/s工况下出口流场气流偏角径向变化曲线，可以看出，收扩式进气流量管气流偏角随喉部直径增加而增大，喉部直径过大会造成流量管出口流场的不均匀，进而对发动机造成影响。喉部直径取435, 425, 415 mm时，出口流场气流偏角大于1°，不符合试验要求。

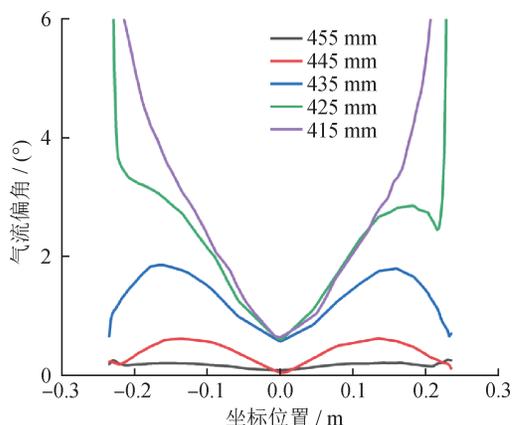


图7 不同喉部直径气流偏角

Fig.7 Air flow yaw angle of convergent-divergent inlet flow tube with different throat diameter

由上述分析可知，随着喉部直径减小，测量截面和出口截面均匀性逐渐变差，只有喉部直径为445 mm和455 mm时满足设计要求。而喉部直径越小，测量准确度越高。综上所述，选择喉部直径为445 mm。

2.4 收扩式进气流量管过渡段设计

2.4.1 过渡曲线设计

过渡段是收扩式流量管的关键段，作用是加速气流的同时尽可能减少气流分离，因此选择合适的收缩段截面至关重要。本文对双三次曲线、维托辛斯基曲线和直线型面分别进行仿真，观察流场情况，选择最佳型面。双三次曲线方程为

$$\frac{R_x - r}{R - r} = \begin{cases} 1 - \frac{1}{x_m^2 \left(\frac{x}{L}\right)^3} & \frac{x}{L} \leq x_m \\ \frac{1}{(1 - x_m)^2} \left(1 - \frac{x}{L}\right)^3 & \frac{x}{L} > x_m \end{cases} \quad (6)$$

式中： R_x 为距进口截面距离为 x 的截面半径，m； x_m 为两曲线连接点横坐标，本文取 $x_m = 0.5$ 。维托辛斯基曲线方程为

$$R_x = \frac{r}{\sqrt{1 - \left[1 - \left(\frac{r}{R}\right)^2 \frac{\left(1 - \frac{x^2}{3L^2}\right)}{\left(1 - \frac{1 - x^2}{L^3}\right)^3}\right]}} \quad (7)$$

式中： R 为入口截面半径，m； r 为出口截面半径，m； L 为收缩段长度，m。

2.4.2 过渡曲线选择

图8为出口流量为20 kg/s时，在喉部不同收缩段曲线的双扭线型流量管边界层厚度随测量位置的变化曲线，可以看出，在喉部的中心位置，维托辛斯基曲线、双三次曲线和直线型面收缩段流量管的边界层厚度依次增大。

图9为不同收缩段型面的流量管在测量截面处沿径向分布的速度型面和静压分布曲线，相对而言，维托辛斯基曲线截面速度变化较为平缓，趋于稳定。

对三种型面的测量截面进行流量计算，并与CFD数值仿真所得流量进行比较，计算相对误差，结果如表3所示。维托辛斯基曲线计算结果与仿真结果最为接近。

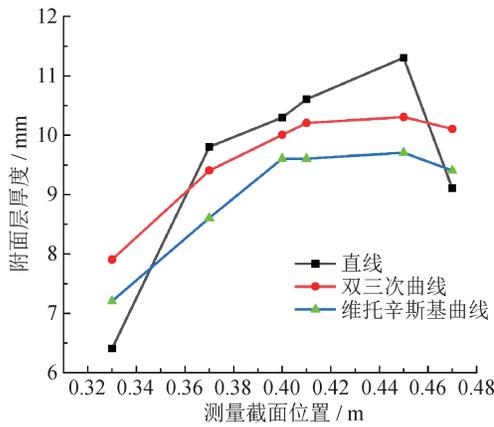


图8 不同收缩段型面对边界层厚度的影响规律

Fig.8 Influence of different contraction section on boundary-layer thickness

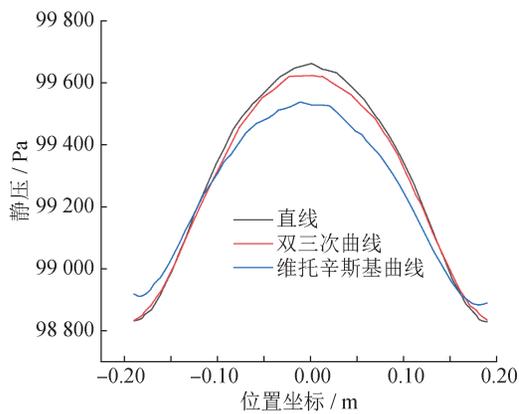


图9 不同收缩段型面测量截面静压分布

Fig.9 Static pressure distribution on measured cross-section of flow tube with different contraction section

表3 仿真试验数据处理结果

Tab.3 Simulation experiment data processing results

过渡段曲线	流出系数	计算流量 / (kg·s ⁻¹)	CFD流量 / (kg·s ⁻¹)	相对误差 / %
直线	0.986 9	19.41	19.61	1.02
双三次曲线	0.987 2	19.39	19.54	0.76
维托辛斯基曲线	0.989 5	19.41	19.51	0.51

综上所述,选取维托辛斯基曲线作为流量管收缩段的设计型面。

3 收扩式进气流量管仿真实验

3.1 收扩式进气流量管设计结果

将收扩式进气流量管分为入口段、平直段、喉部和过渡段进行分段设计,得到如图10所示的收扩式进气流量管模型,设计参数如表4所示。

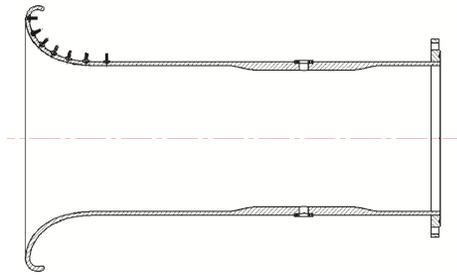


图10 收扩式进气流量管模型

Fig.10 Model of convergent-divergent intake flow tube

表4 收扩式进气流量管设计参数

Tab.4 Design parameters of convergent-divergent intake flow tube

位置	曲线	设计参数 / mm
入口段	$\rho = a^2 \cos 2\theta$ (入口段曲线)	$a = 0.7D(332.5)$
平直段	直管	400
过渡段	维托辛斯基曲线	150
喉部	直管	400

3.2 测量截面速度分布研究

对收扩式进气流量管进行仿真分析,将试验段的气流流量分别控制在5, 15, 25, 35 kg/s的状态下,数据设置完成后对仿真区域进行计算,当计算收敛或者达到设定迭代次数后,计算自动停止。

4种流量状态下不同进气流量管测量截面速度分布如图11所示。可以看到,在不同流动状态下,收扩式进气流量管喉部测量截面核心区速度分布较为平稳,与附面层测得的数据吻合较好,且随着流量的增加,附面层厚度逐渐变薄。在同一流动状态下,相比于钟形口进气流量管,收扩式进气流量管核心区更加平稳,由于收扩喉部结构对气流的加速作用,喉部测量截面速度更大,因此附面层更薄,速度面积法测量的准确度更高。

将不同流动状态下、不同截面上的速度值与位置坐标导入matlab中,通过其中自带的cftool曲线拟合工具箱将试验数据与自定义对数函数进行拟合。一般约定速度为核心区速度的99%处为附面层的外缘,可以估算出不同流量状态下收扩式进气流量管和钟形口进气流量管附面层厚度,如图12所示。可以看出,不同流量状态下,随着流量增大,测量截面速度随之增大,附面层厚度减小。在同一流量状态下,收扩式进气流量管测量截面测得附面层占比要明显小于钟形口流量管。

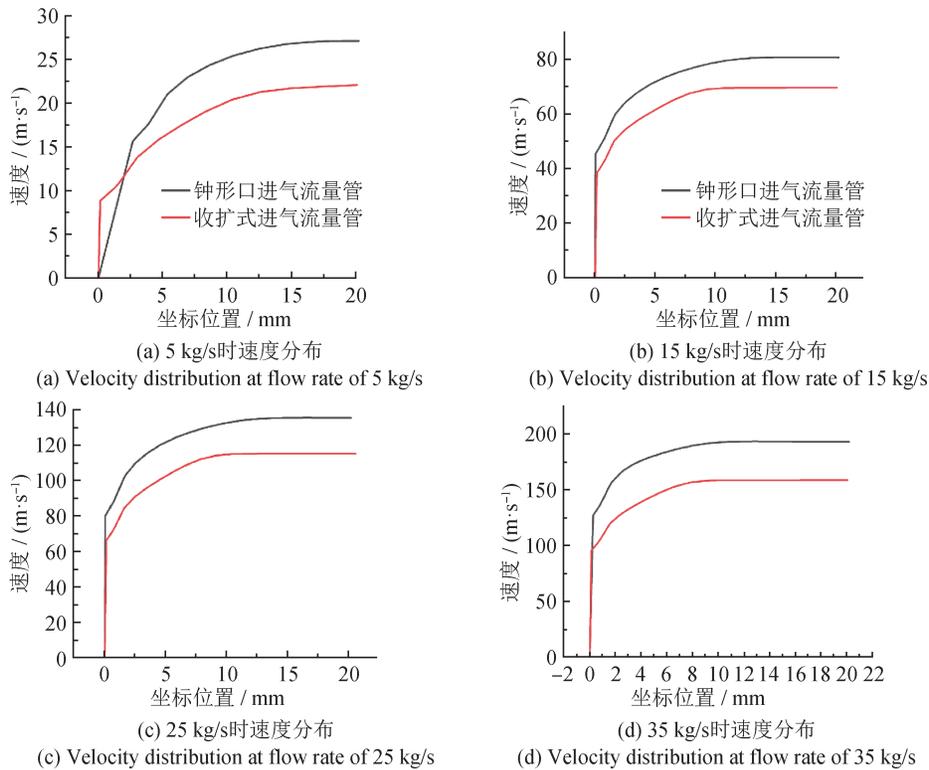


图 11 附面层区测量截面速度分布

Fig.11 Velocity distribution on measured cross-section of boundary layer

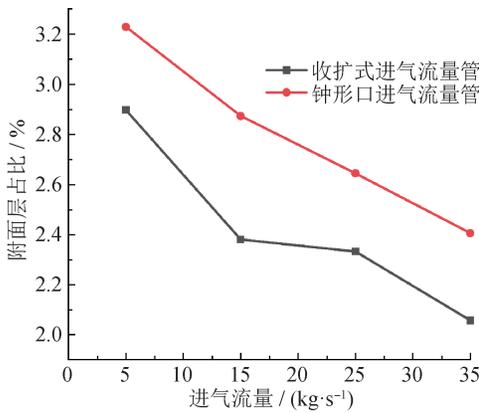


图 12 四种流量状态下附面层占比

Fig.12 Proportion of boundary layer at four different flow rates

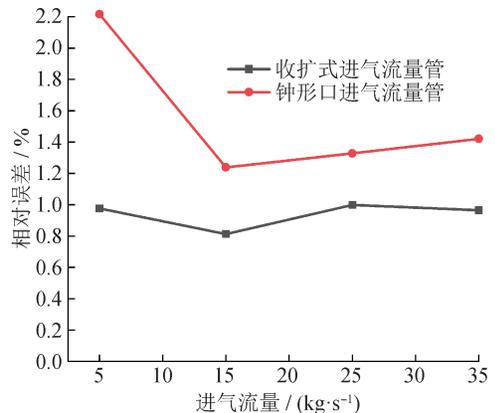


图 13 四种流量状态下流量计算误差

Fig.13 Flow calculation error at four different flow rates

通过测得的测量截面速度核心区即除边界层外主流区速度大小及附面层速度分布，可对附面层厚度进行计算，进而得出整个出口截面的核心区范围。利用速度面积法对流量进行计算，结果如图 13 所示，相比于钟形口进气流量管，收扩式进气流量管测量截面流量误差更小，流量更准确。

3.3 非介入式测量方法研究

对收扩式进气流量管进行仿真分析，将试验段的气流流量分别控制在 5，15，25，35 kg/s 的状

态下，数据设置完成后对仿真区域进行计算，分别记录上游与喉部测量截面壁面静压，由式 (2) 计算得到不同流量状态下的流量，与仿真结果进行对比，如图 14 所示。可以看出，随着流量增大，流出系数增大，流出系数最大偏差为 0.052，最大相对误差大于 5%，与试验预期不符。

由式 (2) 可知，压差法计算进气流量管所用差压 Δp 为前平直段与喉部测量截面平均静压之差，而计算所用数据为两截面壁面静压之差。图 15 所

示为4种流量状态下的喉部测量截面静压分布，可以看出，靠近壁面静压最小，测量截面中心静压最大，且随着流量增大，测量截面中心静压与壁面静压相差也随之增大，因此计算误差增大。

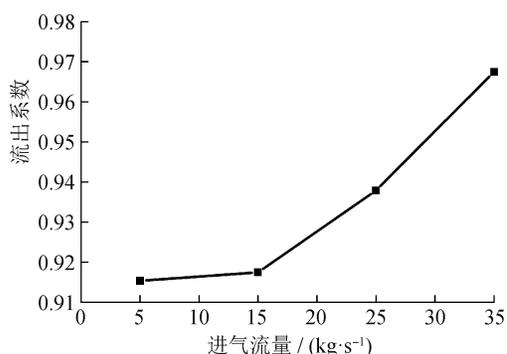


图14 4种流量状态下流出系数比较

Fig.14 Comparison of efflux coefficient at four different flow rates

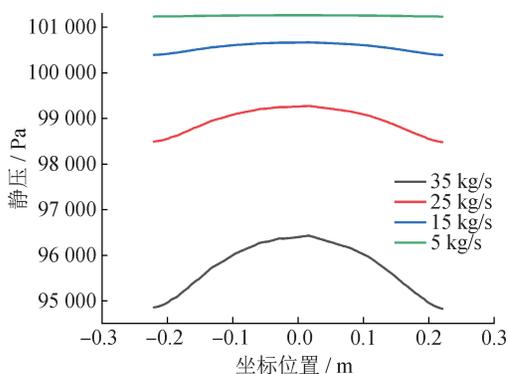


图15 4种流量状态下测量截面静压分布

Fig.15 Static pressure distribution on measured cross-section at four different flow rates

针对壁面压差与测量截面平均静压差距过大的问题，需要测得差压进行修正。将不同流量状态下测量截面上的静压值与径向位置坐标导入matlab中，利用拟合工具将试验数据进行拟合。按照测量截面绘制不同速度下的试验数据点与拟合函数曲线，通过积分得到测量截面平均静压，并与壁面静压相比，得到修正系数 α 。差压修正公式为

$$\Delta p^* = \frac{\Delta p}{\alpha} \quad (8)$$

式中： Δp^* 为修正后的差压值，Pa； Δp 为差压值，Pa； α 为修正系数，且 $\alpha = \frac{\bar{p}}{p}$ ， p 为喉部壁面静压， \bar{p} 为喉部测量截面平均静压值。

修正后的流出系数如图16所示，在不同流量状态下，修正后的流出系数明显减小。由表5可

知，流出系数最大偏差为0.011，最大相对误差为0.5%，说明修正后的计算方法结果稳定且准确度高，满足实验预期。

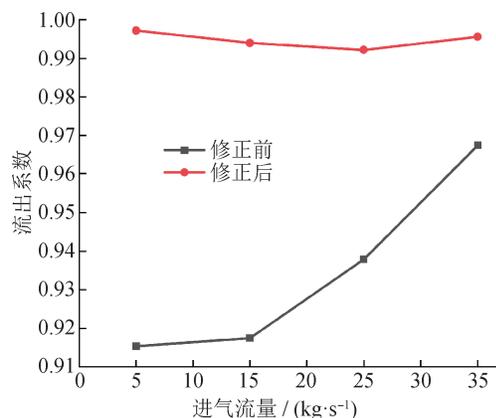


图16 差压值修正前后相对误差

Fig.16 Relative error before and after differential pressure correction

表5 流出系数及误差计算结果

Tab.5 Efflux coefficient and error calculation results

	流出系数均值 C	最大偏差 ΔC_{\max}	最大相对误差 $\delta_{\max} / \%$
修正前	0.934	0.052	5.5
修正后	0.995	0.005	0.5

4 收扩式进气流量管试验验证

4.1 测量截面速度型面研究

4.1.1 试验方案设计

所需试验设备及参数见表6。

表6 试验设备

Tab.6 Test equipment

名称	设备详情
空气流量实验装置	包括风机段、收缩段、标准段等
收扩式进气流量管	流量管直径475 mm 喉部直径445 mm
压力扫描阀	量程5.0 PSID
总压测量耙	4点总压测量耙 15点附面层探针

试验原理如图17所示，将收扩式进气流量管串联安装在具有排气部分的风机段前方，并将压力测量装置安装在收扩式进气流量管的测量截面

上。为了确保实验的安全和准确性，在试验过程中调节风机的转速来改变收扩式进气流量管的进气流量。

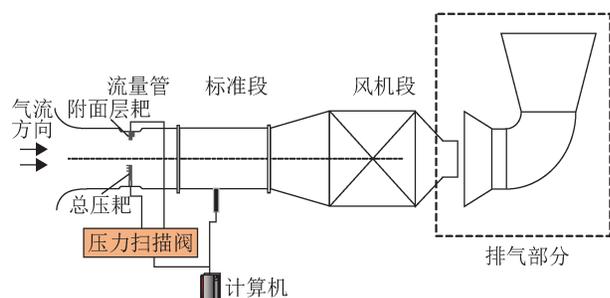
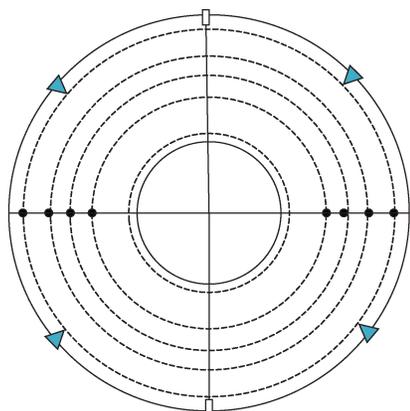


图17 速度面积法试验原理图

Fig.17 Schematic diagram of test by velocity area method

选择收扩式进气流量管喉部中心截面为测量截面，使总压测量耙与附面层探针安装在同一测量截面内，安装方式如图18所示。



- 总压耙测点
- 附面层区域的附面层探针测点(其中包括15个测点)
- ▲ 静压测点

图18 测点安装方案

Fig.18 Measuring point installation scheme

调节风机转速，使试验段的气流流量分别稳定在5，10，15，20 kg/s，每个状态下气流稳定后进行压力采集装置和标准段标准流量的测量，重复3次，确保管内气流稳定。

4.1.2 试验结果分析

通过将15点总压探针测得的不同流动状态下截面上的速度值和位置坐标导入matlab，将实验数据与预定义的函数进行拟合，得到四种流量状态下测量截面附面层速度分布如图19所示。通过速度分布图可以发现，测量结果总体上相对稳定，没有明显的波动。在整个测量范围内，速度变化

呈单调趋势，即随着测点离壁面距离的增加，管内的速度也会增加，这与理论分析的结果一致。

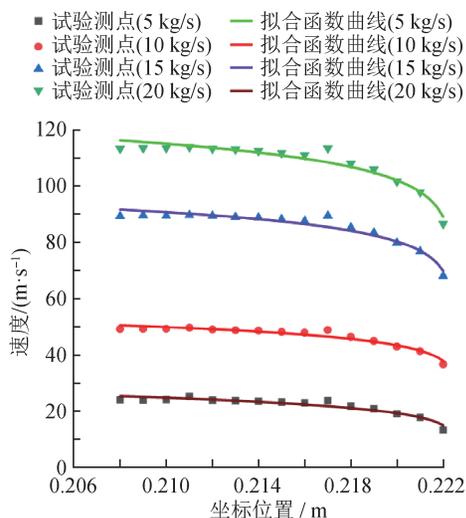


图19 附面层区速度分布

Fig.19 Velocity distribution of boundary layer

因此，可得到测量截面速度分布计算模型为

$$v(r,\theta) = \begin{cases} v_{ave}, 0 \leq r \leq R \\ a \left(\frac{D}{2} - x \right)^b, R \leq r \leq \frac{D}{2} \end{cases} \quad (9)$$

式中： v_{ave} 为速度核心区平均速度，m/s； D 为收扩式进气流量管喉部直径，m； R 为速度核心区边界半径，m； a 、 b 为通过速度分布曲线拟合得到的待定系数。

通过速度面积法，对4种不同流动状态的流量进行计算，并结合相同状态下标准段的标准流量测量结果，精确估算出相对误差，如表7所示。针对收扩式进气流量管，在用总静压测量耙进行试验时，测得数据的流量计算结果与标准流量相对误差较小，都在1%以下，证明了通过测量截面速度分布计算进气流量管的可行性。

表7 四种流量状态下流量计算误差

Tab.7 Flow calculation error at four different flow rates

进气流量 / (kg·s ⁻¹)	计算流量 / (kg·s ⁻¹)	标准流量 / (kg·s ⁻¹)	相对误差
5	5.71	5.66	0.88
10	9.21	9.12	0.99
15	16.82	16.71	0.66
20	20.81	20.75	0.32

4.2 非介入式测量方法研究

4.2.1 试验方案设计

所需试验设备及参数见表8。

表8 试验设备

Tab.8 Test equipment

名称	设备详情
空气流量实验装置	包括风机段、收缩段、扩张段等
收扩式流量管	管径475 mm收扩式进气流量管
差压传感器	量程2.5 kPa

试验原理图如图20所示，将收扩式进气流量管串联安装在具有排气部分的风机段前方，并将差压传感器和压力扫描阀分别安装在收扩式进气流量管的测量截面上。调节风机转速，使试验段的气流流量分别稳定在5, 10, 15, 20 kg/s，每个状态下重复测量3次。

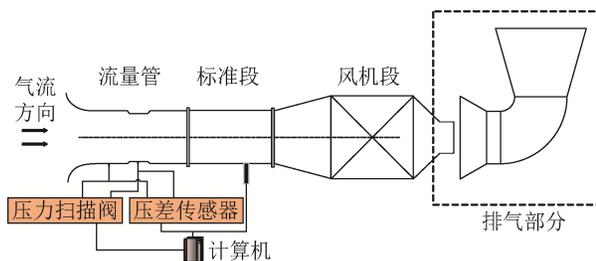


图20 非介入式测量方法试验原理图

Fig.20 Schematic diagram of test by non-intrusive measurement method

4.2.2 试验结果分析

将试验测得的静压值与差压值通过式(7)计算后，得到不同流量状态下的计算流量，并将其与标准流量相比，得到流出系数如表9所示。在不同流量状态下，流出系数最大偏差为0.011，最大相对误差为1.1%，说明修正后的计算方法及计算结果稳定且准确度高，也验证了差压测量流量方法的可行性。

表9 四种流量状态下流量差压法计算误差

Tab.9 Flow calculation error of differential pressure method at four different flow rates

进气流量/(kg·s ⁻¹)	静压差/Pa	修正系数	计算流量/(kg·s ⁻¹)	标准流量/(kg·s ⁻¹)	流出系数
5	152.6	0.83	5.80	5.66	0.985
10	430.6	0.84	9.22	9.12	0.989
15	1 220.7	0.85	16.90	16.71	0.992
20	2 206.9	0.90	20.82	20.74	0.996

5 结论

针对航空发动机进气流量测量不准确的问题，设计了一种新型发动机进气流量管。并以475 mm管径为例，进行收扩式发动机进气流量管设计，并分别在5, 10, 15, 20 kg/s的状态下进行测量截面研究及非介入式测量方法验证。相比于钟形口进气流量管，其优势在于：①利用收扩喉部结构对流场的优化作用，可以通过布置更少的测点获得更高的流量测量准确度；②利用直管段与喉部产生的静压差，以非接触的方式获取进气流量，极大地简化了试验现场进气流量测试方法。

后续将针对不同口径收扩式进气流量管进行仿真和现场试验研究，并使用其他空气流量测量方法对收扩式进气流量管测量方法进行进一步验证与研究。

参考文献

- [1] 李亚晋, 王毅, 王辉. 一种用于发动机进气流量管校准的缩比模型实验装置[J]. 计测技术, 2017, 37(4): 27-30.
LI Y J, WANG Y, WANG H. A scaled model experimental device for engine intake flow tube calibration[J]. Metrology & measurement technology, 2017, 37(04): 27-30. (in Chinese)
- [2] 余楠兮, 王毅, 刘琳琳, 等. 钟形口流量管入口段速度型面研究[J]. 计测技术, 2022, 42(2): 102-110.
YU N X, WANG Y, LIU L L, et al. Research on velocity profile of bell-port flow pipe inlet[J]. Metrology & measurement technology, 2022, 42(2): 102-110. (in Chinese)
- [3] 王安妮, 张志博, 陈业辉, 等. 进气流量管喇叭口型面设计气动性能数值模拟研究[C]// 第九届中国航空学会青年科技论坛论文集. 中国航空学会, 2020.

- WANG A N, ZHANG Z B, CHEN Y H, et al. Numerical simulation study on aerodynamic performance of inlet flow tube horn profile design[C]// Proceedings of the 9th Chinese Society of Aeronautics and Astronautics Youth Science and Technology Forum. Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)
- [4] 郭杰. 发动机高空试验空气流量测量与修正方法研究[D]. 四川: 电子科技大学, 2011.
- GUO J. Research on air flow measurement and correction method of engine high altitude test[D]. Sichuan: University of Electronic Science and Technology of China, 2011. (in Chinese)
- [5] 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.
- SHI J B, SHEN S C, MA Y R, et al. Measurement and calculation of inlet air flow and boundary layer of a turbofan engine [J]. Measurement & Control Technology, 2012, 31(6): 38-41. (in Chinese)
- [6] 史建邦, 申世才, 高扬, 等. 航空发动机空气流量测量与计算方法研究[J]. 工程与试验, 2011, 51(4): 15-18, 41.
- SHI J B, SHEN S C, GAO Y, et al. Aero-engine air flow measurement and calculation method research [J]. Engineering and Testing, 2011, 51(4): 15-18, 41. (in Chinese)
- [7] 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.
- LI B, HAO X L, SHEN S C. Analysis of aero-engine inlet air flow measurement scheme [J]. Gas Turbine Test and Research, 2013, 26(4): 54-57. (in Chinese)
- [8] 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.
- XU G, GUO X, CHEN J M. Research on Air flow measurement method in high-altitude platform calibration [J]. Gas Turbine Test and Research, 1995(2): 40-43. (in Chinese)
- [9] 刘辰魁, 李同波. 气体流量标准装置的研制[J]. 计量学报, 2008, 29(5): 454-456.
- LIU C K, LI T B. Development of gas flow standard device [J]. Journal of Metrology, 2008, 29(5): 454-456. (in Chinese)
- [10] 徐英华. 浅谈气体流量标准装置的发展状况[J]. 现代测量与实验室管理, 2004, (2): 7-8.
- XU Y H. Discussion on the development of gas flow standard device [J]. Modern Measurement and Laboratory Management, 2004(2): 7-8. (in Chinese)
- [11] 白瑞琴. pVTt法气体流量标准装置关键技术的研究[D]. 浙江: 中国计量学院, 2012.
- BAI R Q. Research on key technologies of pVTt gas flow standard device [D]. Zhejiang: China Jiliang University, 2012. (in Chinese)
- [12] 马宏伟, 屈冬平, 张志宏, 等. 测量耙对流量管面积积分法测量流量的影响[J]. 航空动力学报, 2022, 37(11): 2574-2586.
- MA H W, QU D P, ZHANG Z H, et al. Measuring rake's influence on the flow tube area integral method measuring the flow [J]. Journal of Air Power, 2022(11): 2574-2586. (in Chinese)
- [13] 李秋锋, 李密, 王定奇. 测量耙对小尺寸发动机性能影响的研究[J]. 测控技术, 2022, 41(3): 38-43.
- LI Q F, LI M, WANG D Q. Measuring rake to the small size of engine performance impact study [J]. Journal of Measurement & Control Technology, 2022, 9(3): 38-43. (in Chinese)
- [14] 程开甲, 李元正. 高低速风洞气动与结构设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- CHENG K J, LI Y Z. Aerodynamic and structural design of high and low speed wind tunnel [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003. (in Chinese)
- [15] 李国文, 徐让书. 风洞收缩段曲线气动性能研究[J]. 实验流体力学, 2009, 23(4): 73-76, 81.
- LI G W, XU R S. Study of the performance of contractive curve for the wind tunnel. Experimental Fluid Mechanics, 2009, 23(04): 73-76, 81. (in Chinese)

(本文编辑: 郑燕)



第一作者: 杨振(1997—), 男, 辽宁鞍山人, 助理工程师, 主要研究方向为流体参数测量与校准。