

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2017.03.05

室内航空发动机进气流场流量测量数值模拟研究

赵彬, 王毅

(航空工业北京长城计量测试技术研究所, 北京 100095)

摘要: 通过对某航空发动机试车间的进气流场特性进行数值模拟研究, 得出发动机试车间的进气流场流动特性, 分析了流量测量误差随测量截面及探针深入位置的变化规律, 并针对特定截面和深入位置, 研究了边界层厚度随不同马赫数和不同雷诺数的变化规律, 最后对工程中的流量系数测量方法做了系统性分析。结果表明, 随测量截面向发动机进气口的推移, 附面层越来越薄, 压力测点越向中心区分布, 测量速度越来越接近截面的平均速度; 马赫数对流量系数的影响很小, 流量系数随着雷诺数的增大而增大。

关键词: 航空发动机; 空气质量流量; 测量方法; 数值模拟

中图分类号: TB937

文献标识码: A

文章编号: 1674-5795(2017)03-0029-05

Numerical Simulation Study on Measurement of Inlet Flow Field of Indoor Aeroengines

ZHAO Bin, WANG Yi

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

Abstract: Through the numerical simulation study on the inlet flow field characteristics of an aeroengine test, the flow characteristics of the flow field are got between the engine tests, and the relationship between errors of flow measurement and the measuring section and the depth of probes into position is analyzed. Then in view of the specific section and depth, the changing rules of the boundary layer thickness with different Mach numbers and different Reynolds numbers is studied, and finally the flow coefficient measurement method in engineering is analyzed systematically. The results show that the boundary layer is thinner and thinner, and the pressure measuring point is distributed closer and closer to the central area, and the measuring speed is closer and closer to the average velocity of the section when the measurement section moves toward the engine inlet. The Mach number has little effect on the flow coefficient and the flow coefficient increases with the increase of Reynolds number.

Key word: aircraft engine; air mass flow; measuring method; numerical simulation

0 引言

空气进气质量流量是航空发动机试验的重要参数之一, 在试验台的标定工作中必须进行精确测量与计算^[1-2]。进气质量流量的测量除了要进行总温、总压和静压的测量之外, 由于附面层效应的存在, 流量系数的测量也极其重要^[3], 而流量系数又需要边界层厚度导出。工程中根据附面层厚度的测量结果, 计算出流量系数, 然后对实际流道面积进行修正。现阶段工程中对于边界层厚度的测量主要依赖于试验手段, 试验中常使用附面层探针进行测量。如今, 利用流体中运动微粒散射光的多普勒频移信号来获取流体速度信息

的 LDA 测量方法也逐渐被利用, 但试验的气动测量校准存在试验成本高、周期长的问题。

本文通过对某航空发动机试车间的进气流场特性进行数值模拟研究, 总结出发动机试车间的进气流场流动特性, 分析流量测量误差随着测量截面以及探针深入位置的变化规律, 并针对特定截面和深入位置, 研究了边界层厚度随着不同马赫数和不同雷诺数的变化规律, 最后对工程中的流量系数测量方法做了系统性分析。

1 几何模型

本次数值模拟模型包含试车间固壁、气流入口、气流出口和发动机四个部分, 为了减少网格数量, 提升计算速度与精度, 对发动机支架做了忽略简化。所研究的航空发动机为双涵道发动机, 空气进气道进入风扇, 增压后的气流分为两路, 大部分气流进入外涵

收稿日期: 2017-03-15

基金项目: 国家“十二五”技术基础科研项目(JSJC2013205B201)

作者简介: 赵彬(1989-), 男, 工程师, 硕士, 研究方向为动态温度校准。

道，其余气流经压气机和燃烧室后进入内涵道。其数值模拟几何模型如图1所示。

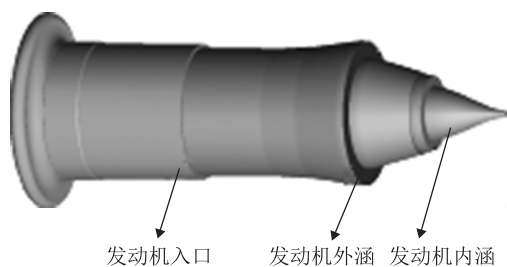


图1 数值模拟发动机几何模型

2 网格划分

在ICEM软件中对数值模拟几何模型进行网格划分，需要处理好网格密度与计算时间的矛盾。网格太少时会导致计算精度不够，反之则会导致收敛速度缓慢。附面层研究是本次研究的重要方面，在具体的网格划分时，需要对靠近发动机壁面附近处的网格进行加密。由于发动机外形结构比较复杂，因此全部采用非结构化网格进行划分，网格总数约为420万，如图2所示。

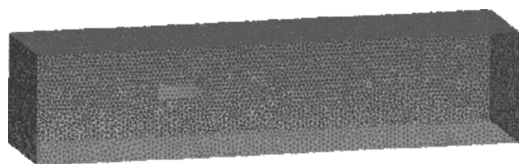


图2 模型网格划分

3 边界条件设置

本次数值模拟中存在多个进口及出口条件，使边界条件设置能准确模拟真实试车环境是本次试验的难点。边界条件设置上，忽略发动机内部流动，只设置发动机入口以及尾喷管内外双涵道来限制发动机的边界条件，以此来模拟发动机的工作状态。

流场的边界条件具体设置为压力入口和压力出口，四周为试车间固壁，发动机入口设为压力出口边界条件，出口双涵道设定为质量流量入口边界条件，分为外涵和内涵。

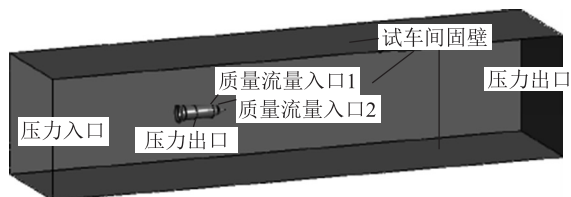
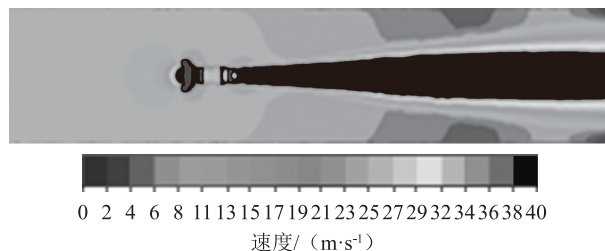


图3 试车间数值模拟模型及边界条件设置

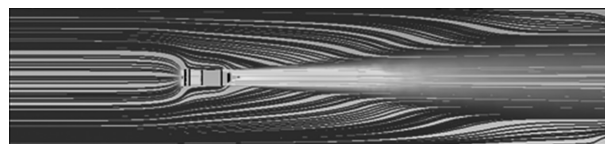
4 数值模拟结果及分析

4.1 流场结构分析

发动机进气直径为1.8 m，进气标准质量流量为407 kg/s，外涵的空气质量流量 $Q_1 = 347$ kg/s，内涵的空气质量流量 $Q_2 = 60$ kg/s。对称面速度云图及流线图如图4所示。总体来说，发动机进气道对来流有明显吸入作用，由于流速较高，在发动机尾喷处射流区扩大，高速气流将周围气体吸入主流中，喷口处低速气流包裹高速气流，起保护作用。



(a) 对称面速度云图



(b) 对称面流线图

图4 对称面速度云图及流线图

发动机唇口附近的流场结果如图5所示。结果显示在唇口两侧存在比较大的压力差。流线图显示靠近发动机入口的区域会出现回流，速度与主流速度相反，因此在计算附加推力时应该考虑。唇口的上游和下游分别为高速区和低速区，且下游流速方向与主流相反。继续观察发动机唇口附近的流线图和压力图，可以看

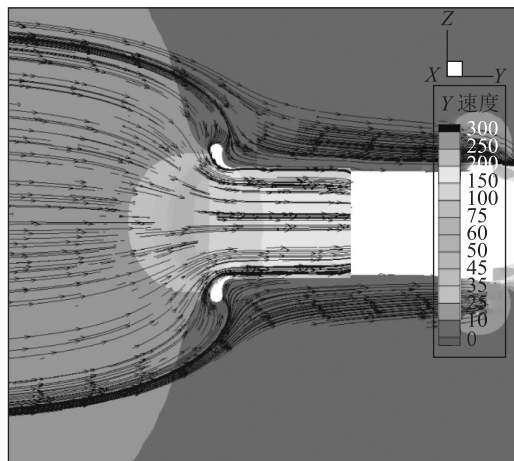


图5 发动机进气唇口处速度云图和流线图分布

出发动机入口上游的一大部分气流被吸入到唇口中，另外一部分被吸附到唇口外表面形成壁面流动。

4.2 质量流量测量误差分析

本次的数值模拟流量测量误差所采用的方法是在发动机进口和出口处测得质量流量的流体(标准质量流量)，然后分析所选定的不同位置的速度云图得到测量流量，最终得出质量流量测量误差。

本次算例的工况条件是马赫数为 0.435，雷诺数为 1.645×10^7 。测得质量流量测量误差的关键在于选择测量截面以及总静压探针的测量位置。为了方便对比，选取了三个测量截面作为参考面，分别为截面 1、截面 2 和截面 3，如图 6 所示。每个截面的探针位置分别为 A、B、C、D 四个点，测量数据取四个点的平均值，如图 7 所示。

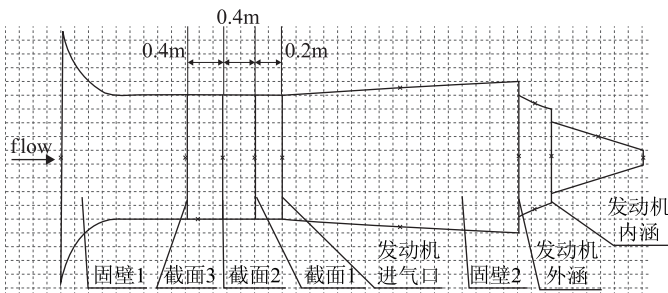


图 6 发动机截面分布图

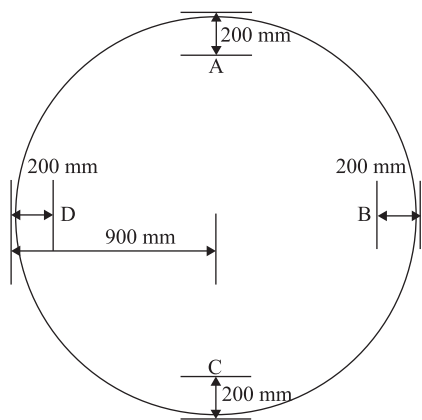


图 7 截面测点分布图

不同测量截面的压力分布以及速度分布对比如表 1 所示。从表 1 中可以看出，三个截面的压力分布差别较大，由此导致速度分布的不均匀性也比较明显。具体表现在距离发动机入口处中心压力区压力越来越小，同时流速也越来越大，符合伯努利定律。随着向进气口的推移，速度在高速区越来越明显，速度分布越来越均匀，边界层越来越薄。由此，选取截面 1 为本次研究边界层厚度的测量截面。

表 1 不同测量截面测量截面的压力

测量截面	压力云图/Pa	速度云图/ $m \cdot s^{-1}$
截面 1		
截面 2		
截面 3		

压力云图颜色标尺: 85000, 85240, 85480, 85720, 85960, 86200, 86440, 86680, 86920, 87160, 87400

速度云图颜色标尺: 120, 124, 127, 131, 135, 138, 142, 145, 149, 153, 156, 160

改变总静压探针的测量位置，即改变压力探针距离发动机固壁的距离，分别为 180, 190, 200, 210 mm 和 220 mm，各个测量位置下质量流量的测量误差如图 8 所示。由图 8 可知，随着压力测点逐步向中心区的分布，质量流量测量误差逐渐减小，越来越接近测量截面的平均速度。当压力测点深入的位置较浅时，测得的流量与真实流量值差别较大；压力测点越靠近中心位置，测得的流量与真实流量值越接近。由于附面层的存在，在具体测量时，应该让压力探针探到流速变化不大的位置进

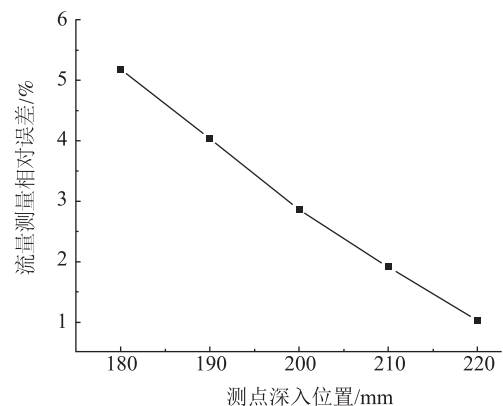


图 8 质量流量测量误差随着不同测点位置变化

行测量。曲线的曲率逐渐降低，由此还可以得到另外一条规律，在截面流速的中心区，流速变化已不大，压力探针再深入意义已不大。在本发动机的流量测量试验中，压力探针深入 220 mm 及以上较为合适。

4.3 附面层厚度及流量系数分析

工程中用于测量空气质量流量 Q_m 的基本公式为

$$Q_m = C_B m F_B \frac{p^*}{\sqrt{T^*}} \left(\frac{\kappa+1}{2} \right)^{\frac{1}{\kappa-1}} \left(\frac{\kappa+1}{\kappa-1} \right)^{\frac{1}{2}} \left[\left(\frac{p}{p^*} \right)^{\frac{2}{\kappa}} - \left(\frac{p}{p^*} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (1)$$

式中： C_B 为流量系数(由附面层厚度决定)； F_B 为流量测试截面面积， m^2 ； p^* 为气流总压，Pa； p 为气流静压，Pa； T^* 为气流总温，K； κ 为绝热指数； $m =$

$$\sqrt{\frac{\kappa \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}}}{R(\kappa+1)}}, R \text{ 为气体常数。}$$

而对于发动机进口的流道面积，应根据附面层厚度的测量结果，计算出流量系数，然后对实际流道面积进行修正。流量系数的计算公式为

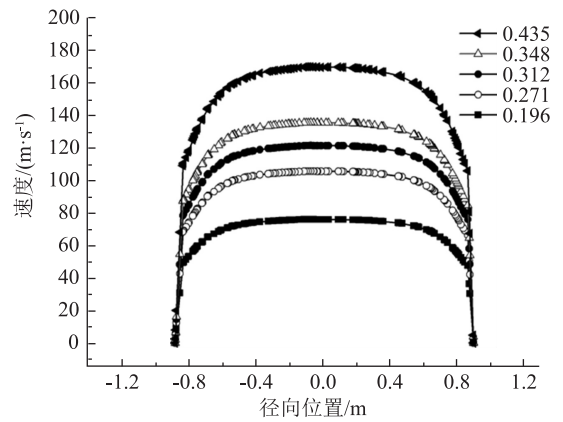
$$C_B = \left(1 - \frac{2\delta^*}{D} \right)^2 = \left(1 - \frac{\delta}{4D} \right)^2 \quad (2)$$

式中： δ^* 为附面层位移厚度； δ 为附面层厚度； D 为气体通道直径。

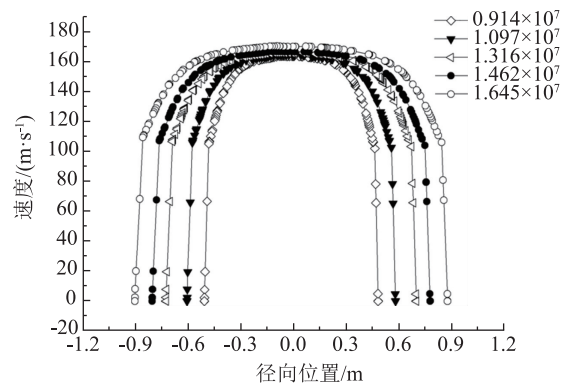
式(1)中流量系数不能直接测量，根据式(2)测出附面层厚度则可计算出流量系数。根据附面层理论可知^[4]，附面层厚度定义为从边界层壁面开始，到沿着壁面切向的流动速度达到自由来流速度的 99% 的位置的垂直于壁面的高度。工程中测出边界层厚度用以计算流量系数，实际上是对截面的流通面积做了修正。

为了研究附面层厚度随着不同马赫数和不同雷诺数的变化规律，共模拟了 10 个工况，包括在相同雷诺数下，流量系数随着马赫数的变化；在相同马赫数下，流量系数随着雷诺数的变化两种。具体为：在雷诺数为 1.645×10^7 时，马赫数分别为 0.196, 0.271, 0.312, 0.348 和 0.435；在马赫数为 0.435 时，雷诺数分别为 0.914×10^7 , 1.097×10^7 , 1.316×10^7 , 1.462×10^7 和 1.645×10^7 。

为了更为直观地表示当马赫数和雷诺数均不同时，截面上速度分布的不同，沿截面 1 的径向作出一直线，速度沿截面径向位置变化如图 9 所示。从 9(a) 中可以看出，随着马赫数的降低，速度变化梯度越来越缓慢；从图 9(b) 中看出，随着雷诺数的升高，速度变化梯度越来越缓慢。由此可以推断出在低马赫数和高雷诺数下，附面层厚度较薄。为了验证以上推论，将附面层厚度随着不同马赫数和不同雷诺数的变化制图如图 10

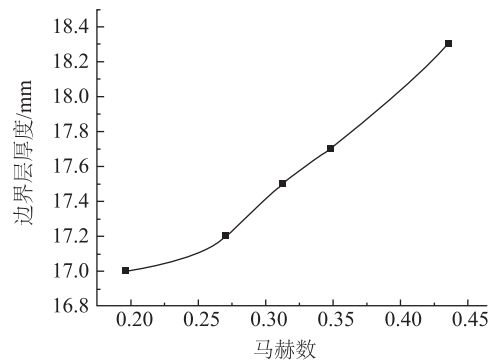


(a) 不同马赫数下速度沿截面径向变化图

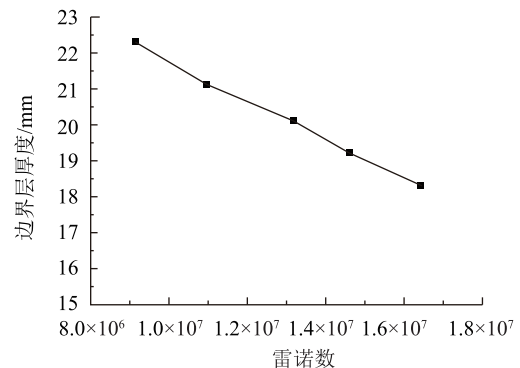


(b) 不同雷诺数下速度沿截面径向变化图

图 9 不同马赫数和不同雷诺数下速度沿截面径向变化图



(a) 边界层厚度随马赫数变化图



(b) 边界层厚度随雷诺数变化图

图 10 边界层厚度随马赫数和雷诺数变化图

所示。从图 10(a)中可以看出,在相同雷诺数,不同马赫数情况下,附面层厚度在马赫数为 0.196,雷诺数为 1.645×10^7 时边界层厚度最薄,可以达到 17 mm,但是随着马赫数的增大,边界层厚度有轻微增大的趋势,在马赫数最大时也只是为了达到了 18 mm;从图 10(b)可以看出,在相同马赫数,不同雷诺数情况下,附面层厚度在马赫数为 0.435,雷诺数为 1.645×10^7 时可以薄到 18 mm。值得注意的是,由于计算的算例有限,边界层的厚度并不是越来越薄的,应该是在某一雷诺数下边界层的厚度薄到极限,再增大雷诺数,边界层的厚度减小的也不是很明显。

为了对工程中计算流量的方法进行定量评价,不同马赫数和不同雷诺数下流量系数的变化趋势如图 11 所示。图 11(a)表示,在雷诺数相同时,流量系数并不是随着马赫数的增大而增大,相反,由于此次计算的马赫数较小,反而出现了流量系数随着马赫数的增大而轻微减小这一现象。在马赫数为 0.196 时,流量系数达到最大值 99.52%;随着马赫数增大,流量系数轻微降低为马赫数为 0.435 的 99.49%左右。这说明在测量方法一定,针对同一个模型尺寸的试车台,马赫数对流量系数的影响很小。图 11(b)表示在马赫数相同时,流量系数会随着雷诺数的增加而增加,进而说明了附面层会随着雷诺数的增加而变薄。同时曲线的曲率逐渐减小,说明雷诺数增加到一定时,流量系数

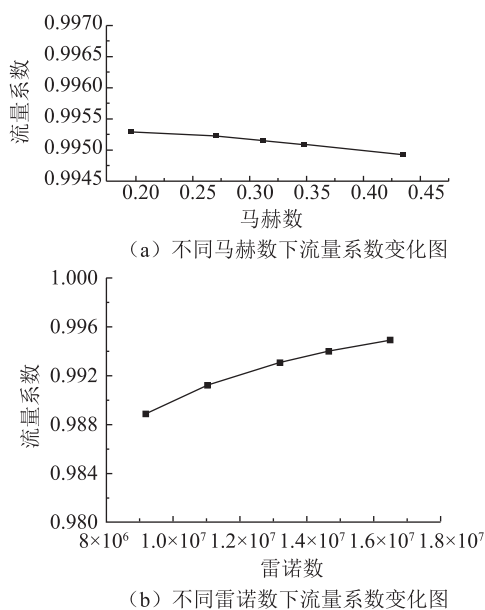


图 11 不同马赫数和不同雷诺数下流量系数变化图

会趋于稳定。在雷诺数达到 2×10^7 以上时,流量系数可以达到 99.5% 以上。

5 结论

通过对某航空发动机试车间的进气流场特性进行数值模拟研究,得到了发动机试车间的进气流场流动特性,分析了流量测量误差随着测量截面以及探针深入位置的变化规律,然后针对特定截面和深入位置,又研究了附面层厚度随着不同马赫数和不同雷诺数的变化规律,最后对工程中的流量系数测量方法做了系统性分析,为发动机进气流场测量技术提供规律性意见并为今后试验提供参考性建议。具体得到以下几点结论:

1) 随着测量截面向发动机进气口的推移,附面层越来越薄。压力测点越向中心区分布,测量速度越来越接近截面的平均速度,流量测量误差越小。当探针深入到某一深度,压力探针再深入意义已不大。在本次研究中,压力探针深入 220 mm 及以上较为合适。

2) 在相同雷诺数,不同马赫数下,当马赫数为 0.196 时,附面层厚度可以达到 17 mm,相对应的流量系数为 99.52%;当马赫数为 0.435 时,附面层厚度可以达到 18 mm,相对应的流量系数为 99.49%。这说明在测量方法一定,针对同一个模型尺寸的试车台,马赫数对流量系数的影响很小,增大马赫数,流量系数轻微降低。

3) 在相同马赫数,不同雷诺数下,当雷诺数为 0.914×10^7 时,附面层厚度为 22 mm,相对应的流量系数为 98.89%;随着雷诺数的增大为 1.645×10^7 时,附面层厚度可以薄到 18 mm,相对应的流量系数为 99.49%。这说明在工程中增大模型尺寸来增大流量系数的方法可行,但是与此同时,当雷诺数增加到一定值时,流量系数会趋于稳定。

参考文献

- [1] 徐国,郭昕.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.
- [2] 孙滨.发动机进气流量筒的流量系数[J].中国科技信息,2012(21):100.
- [3] 朱彦伟,袁长波.大涵道比发动机喷管流量系数数值计算与分析[J].计算机仿真,2013,30(1):159-164.
- [4] 普朗特.流体力学概论[M].科学出版社,1974.