

文章编号: 1000-8055(2024)10-20220846-08

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220846

推力测量中进气冲量的误差分析与 不确定度评定

杨 桥¹, 吴 锋¹, 王靖元², 徐全勇², 李红莉³

(1. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川 绵阳 621000;

2. 清华大学 航空发动机研究院, 北京 100084;

3. 合肥工业大学 仪器科学与光电工程学院, 合肥 230009)

摘 要: 介绍了高空模拟试验中, 发动机推力统计需要的进气冲量的测量方法, 以及不确定度构成因素。提出了进气冲量测量存在雷诺数影响的流量系数测定误差和附面层速度损失造成的进气速度计算误差; 并对这两项误差的不确定度进行了理论分析。以涡扇发动机飞行包线上的典型工况点为例, 开展了数值仿真和试验测量, 获得了相应的进气冲量测量不确定度。结果表明: 推力测量中进气冲量的不确定度为 1.2%~1.4%, 由雷诺数偏差引起的流量系数误差以及进气速度的计算误差不可忽视, 有必要在校准方法或修正方法中予以考虑。

关 键 词: 进气冲量; 雷诺数指数; 流量系数; 不确定度评定; 高空模拟试验

中图分类号: V263.4⁺5

文献标志码: A

Error analysis and uncertainty assessment of intake momentum measurement in thrust test

YANG Qiao¹, WU Feng¹, WANG Jingyuan², XU Quanyong², LI Hongli³

(1. Sichuan Gas Turbine Establishment,

Aero Engine Corporation of China, Mianyang Sichuan 621000, China;

2. Institute for Aero Engine, Tsinghua University, Beijing 100084, China;

3. School of Instrument Science and Opto-electronics Engineering,

Hefei University of Technology, Hefei 230009, China)

Abstract: In the high altitude simulation test, the measurement method of intake momentum required for engine thrust statistics and the components of measurement uncertainty were introduced. The measurement error of flow coefficient affected by Reynolds number and the calculation error of inlet velocity caused by boundary layer velocity loss were given. The uncertainty of these two errors was analyzed theoretically. Taking the typical flight condition of a turbofan engine as an example, numerical simulation and test measurement were carried out, and the corresponding uncertainty of intake momentum measurement was obtained. The results showed that the uncertainty of intake momentum in thrust measurement was about 1.2%—1.4%. The error of flow coefficient caused by Reynolds number deviation and the calculation error of intake velocity cannot be ignored, and should be taken into account in the calibration method or correction method.

收稿日期: 2022-11-04

基金项目: 中国航发四川燃气涡轮研究院外委课题

作者简介: 杨桥(1990—), 男, 工程师, 硕士, 主要从事航空发动机气动热力学研究。

引用格式: 杨桥, 吴锋, 王靖元, 等. 推力测量中进气冲量的误差分析与不确定度评定[J]. 航空动力学报, 2024, 39(10): 20220846. YANG Qiao, WU Feng, WANG Jingyuan, et al. Error analysis and uncertainty assessment of intake momentum measurement in thrust test[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(10): 20220846.

Keywords: intake momentum; Reynolds number index; flow coefficient; uncertainty assessment; altitude simulation test

飞行推力是发动机最重要的性能参数之一,如何有效地确定和评估发动机推力,一直是发动机高空模拟试验技术研究的重要内容^[1-2]。而在室内试车台和高空台的推力测量中,都需要准确测算出进气冲量,才能得到发动机的真实推力^[3-4]。进气冲量是发动机进口空气流量与流速的乘积。本文探讨了航空发动机进气冲量测量中可能存在的误差因素以及对推力测量结果的影响程度。从流量系数测定误差和气流速度测量误差两个方面进行了深入的研究,基于试验数据估算了进气冲量测量误差比例,分析了进气冲量测量误差引起的总推力的测量不确定度。以下研究内容以高空台台架试验为具体对象展开介绍。

1 进气冲量对推力测量的影响

以往的发动机空气流量测量中,由于缺乏对测量数据的必要、准确地修正,导致测量数据与发动机实际值偏差较大^[5]。边界层厚度和流量计算方法是影响进气冲量测量精度的主要因素,需要被准确修正^[6]。雷诺数指数变化对进发动机折合流量具有显著影响^[7],因此需要准确估算雷诺数影响造成的流量测量误差。

进气冲量的数值大小可以通过分别测量进气流量和气流速度来间接获取^[8-10]。测量空气流量时,需要考虑流体黏性导致的附面层低速区的流通堵塞影响,需采用流量系数 C_b 对等效的流通面积进行修正^[11-13]。尽管有关发动机的测试规范和数据处理标准都规定了在高空台台架试验时,必须考虑附面层对空气流量测量的影响,并要求通过流量系数法进行修正。但对于附面层引起的进气冲量的测量结果不确定度影响,相关研究比较少见,也没有相应的标准对该影响进行修正^[14]。

1.1 推力与进气冲量

图 1 为航空发动机在直连式高空模拟试验舱中典型安装情况和推力计算控制体范围的示意图。发动机推力作为一个复杂的间接测量参数,同时受到多个因素的影响。必须对台架推力传感器直接测量的结果进行修正,才能得到与发动机实际工作情况相符的真实推力。

直连式高空舱的总推力测量可分解为 4 个相互独立的分量进行测量和计算。根据图 1 高空模

拟试验中控制体内满足的动量守恒定理,可得发动机总推力 F_g 的表达式为

$$F_g = F_{cal} + F_i + F_{adp} + \Delta F \quad (1)$$

其中 F_{cal} 表示台架推力传感器直接测量的推力; F_i 表示进气冲量; F_{adp} 表示推力控制体进口截面和篦齿端面静压与高空舱舱压之间的压差引起的力分量; ΔF 为附加阻力,表征舱内真空度作用力和次流作用力对推力测量的影响,该阻力与试验舱的结构有关。可以看出,进气冲量 F_i 测量是发动机推力测量的重要组成部分,根据经验,进气冲量占比可达总推力的 10%~30%。因此,进气冲量测量的准确性,对于发动机推力的准确评定极其重要。

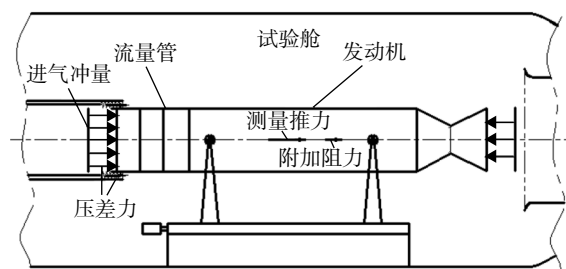


图 1 高空台试验推力计算控制体示意图

Fig. 1 Thrust measurement diagram and control body

1.2 进气冲量的测量方法

在高空台台架试验中,进气冲量的计算是发动机进口空气流量和气体流速的直接乘积。通过在发动机进气装置(流量管)内安装总压、总温测量耙,对飞行条件下的发动机进口压力(总压、静压)和温度进行测量,然后根据得到的流量管内压力与温度数据,分别计算出空气流量 W_a 和气流速度 V ,进而得到进气冲量:

$$F_i = W_a V \quad (2)$$

2 进气冲量测量计算

本文认为进气冲量测量过程存在两方面的误差来源:一是进气流量受雷诺数影响导致的测量误差;二是附面层速度损失引起的气流速度测量误差。下面分别从这两个方面进行详细说明。

2.1 进气流量测量计算

在图 1 所示的直连式涡轮发动机试验中,空

气流量通常是通过对流量管(供气管道和发动机进口之间的连接直段)内的关键截面处流场参数进行测量计算得到的。空气流量的计算公式是通过校准修正(附面层堵塞效应)的理想气体一维等熵流动理论得到的,公式如下:

$$W_a = C_b \bar{W}_a = C_b \frac{K A p_{t,av} q(\lambda_{av})}{\sqrt{T_{t,av}}} \quad (3)$$

式中 $\bar{W}_a$ 是根据主流测量参数计算得到的空气流量,不包含附面层堵塞影响的修正; C_b 为流量系数; K 为气体常数; A 为流量管关键测量截面面积; $p_{t,av}$ 为测量截面主流区平均总压; $T_{t,av}$ 为测量截面主流区平均总温; $q(\lambda_{av})$ 为流量函数。

速度系数 λ_{av} 可以根据流量管内测量截面处的壁面平均静压 $\bar{p}_s$ 与主流区平均总压 $p_{t,av}$ 之比计算得到。流量系数 C_b 表征了附面层对流量估算的影响,其量值由流量管吹风试验中的附面层耙测量得到。流量管吹风试验可以通过给定进气总压、调节出口背压,来得到涵盖发动机全部工况对应的飞行马赫数 Ma 范围,以及对应的流量系数。这类试验通常不考虑雷诺数 Re 对“流量系数”的影响。

雷诺数指数 I_{Re} 是高空飞行状态下发动机进口气流雷诺数 Re 与飞行马赫数 Ma 的比值和标准海平面静止状态下该比值之比^[7,15],可用于表征特定流速下雷诺数飞行马赫数的大小。雷诺数指数的计算公式如下:

$$I_{Re} = \frac{p_t / [\mu(T_t) \sqrt{T_t}]}{101\,325 / [\mu(288.15) \sqrt{288.15}]} \quad (4)$$

$$I_{Re}(p_t, T_t) = 0.002\,056\,092 p_t (T_t + 110.4) / T_t^2$$

其中 p_t 是总压, T_t 是总温, μ 是动力黏度。雷诺数指数表征了发动机飞行状态以及所对应的雷诺数影响,经大量的航空发动机高空模拟试验证实,在雷诺数指数相等的条件下,试验气动性能参数是相似的。

通常,在整个流量管吹风试验过程中,雷诺数指数 I_{Re} 恒定或变化范围很小,因此所得流量系数 C_b 实际上是某特定雷诺数指数下,附面层的流通堵塞程度关于飞行马赫数 Ma 的特性曲线。所得的流量系数 C_b 也仅适用于该雷诺数指数 I_{Re} 对应的工况。因此需要研究不同试验工况下,可能出现的不同雷诺数引起的进气流量系数偏差情况。

2.2 气流速度测量计算

进气速度的平均值 V_{av} 由主流区平均总压 $p_{t,av}$ 、

平均总温 $T_{t,av}$ 、气体常数 R 、比热比 γ 与壁面平均静压 $\bar{p}_s$ 计算的,公式如下:

$$V_{av} = \sqrt{2[\gamma/(\gamma-1)]RT_{t,av} \left[1 - (\bar{p}_s/p_{t,av})^{(\gamma-1)/\gamma}\right]} \quad (5)$$

则进气冲量 $F_{i,av}$ 的计算公式为

$$F_{i,av} = W_a \cdot V_{av} \quad (6)$$

由于附面层内的流速小于主流区的流速,因此与真实的气流速度相比,由上述公式计算的气流速度将偏大,得到的进气冲量也将偏大。

更为精确的气流速度与进气冲量的计算方法是,将测量截面按一定的规则分成 N 个微元面积 A_i ,分别测定每个微元上的压力、温度,那么微元 i 上的进气冲量为

$$\Delta F_{i,i} = \Delta W_{a,i} V_i \quad (7)$$

那么,可得推力控制体的总进气冲量为

$$F_{i,real} = \sum_{i=1}^N W_{a,i} V_i = \sum_{i=1}^N \rho_i V_i^2 A_i \quad (8)$$

式中 ρ_i 、 V_i 分别表示微元 i 的气流密度和速度,可转化为压力、温度等直接测量参数:

$$\rho_i = \frac{p_{s,i}}{RT_{t,i}} \left(\frac{p_{t,i}}{p_{s,i}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (9)$$

$$V_i = \sqrt{2[\gamma/(\gamma-1)]RT_{t,i} \left[1 - (\bar{p}_s/p_{t,i})^{(\gamma-1)/\gamma}\right]} \quad (10)$$

3 不确定度计算模型

不考虑各直接测量参数的传感器误差和测量通道误差等因素,仅分析上文中提到的两个误差因素所造成各性能参数的测量不确定度。采用 ISO 不确定度模型^[16-18],根据 Taylor 级数不确定度传播方法,确定各参数的影响系数。

3.1 进气冲量的不确定度

分别确定上述两个误差引起的进气冲量的不确定度:

1) 流量系数 C_b 测定误差引起的不确定度。由于进气充量 $F_i = C_b \bar{W}_a V$,流量系数 C_b 对进气冲量 F_i 相对不确定度的影响系数 C_r 为

$$C_r(C_b, F_i) = \frac{\partial F_i}{\partial C_b} \cdot \frac{C_b}{F_i} = 1 \quad (11)$$

那么,由流量系数测定误差引起的进气冲量相对标准不确定度分量 u_r 为

$$u_r(F_{i,1}) = C_r(C_b, F_i) u_r(C_b) = u(C_b) \quad (12)$$

按照均匀分布, 雷诺数引起的流量系数的相对标准不确定度 $u(C_b)$ 可按下式粗略估算:

$$u(C_b) = \frac{(C_{b,max} - C_{b,min}) / \sqrt{3}}{C_{b,mean}} \quad (13)$$

2) 气流速度 V 测量误差引起的测量不确定度。根据式(6)和式(8), 可计算气流速度测量误差引起的进气冲量相对偏差为

$$\Delta F_i = \frac{F_{i,av} - F_{i,real}}{F_{i,real}} \quad (14)$$

那么, 按照均匀分布, 由气流速度测量误差引起的进气冲量相对标准不确定度分量为

$$u(F_{i,2}) = \frac{\Delta F_i}{\sqrt{3}} \quad (15)$$

以上两个不确定度分量式(12)与式(15)相互独立, 按方和根公式合成, 可得进气冲量的相对合成标准不确定度为

$$u(F_i) = \sqrt{(F_{i,1})^2 + (F_{i,2})^2} \quad (16)$$

3.2 总推力的测量不确定度

根据式(1)的总推力表达式, 可得进气冲量 F_i 对总推力 F_g 相对不确定度的影响系数为 $C(F_i, F_g) = F_i/F_g$, 那么由于进气冲量误差造成的总推力的相对不确定度为

$$u(F_g) = C(F_i, F_g) u(F_i) \quad (17)$$

需要再次强调的是, 这里计算的性能参数不确定度只考虑了本节中提出的流量系数测定误差和进气速度误差, 是由于测量方法引入的不确定度, 并不包含传感器误差、测量通道误差等因素的影响。现行的性能参数不确定度分析方法没有包含这部分误差引起的不确定度。

4 不确定度探究

4.1 流量系数测量影响因素

4.1.1 数值仿真

为估算雷诺数影响造成的流量测量误差, 本文采用流场数值仿真方法, 对相同飞行马赫数 Ma 下流量系数 C_b 随雷诺数指数 I_{Re} 的变化关系进行了定量研究。图 2 是根据典型高空舱布局及流量管实际尺寸建立的三维数值计算模型, 网格单元数量约 200 万。采用 shear stress transport(SST) $k-\omega$ 湍流模型, 求解三维定常 N-S 方程组得到仿

真结果。在计算时, 考虑对流换热对速度梯度的影响, 设置了壁厚、传热系数, 以保证结果的准确性。根据计算结果, 得到了 3 组飞行马赫数下, 流量系数关于雷诺数指数的特性曲线, 如图 3 所示。

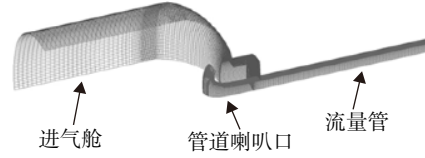


图 2 三维数值计算模型

Fig. 2 Three-dimensional numerical computational model

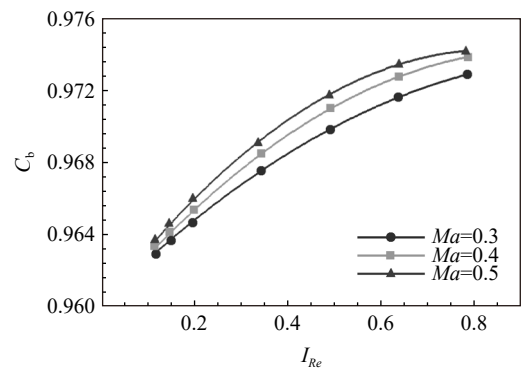


图 3 流量系数与雷诺数指数的特性曲线

Fig. 3 Relationship between flow coefficient and Reynolds number index

从图 3 可以看出: 流量系数 C_b 不仅是关于飞行马赫数 Ma 的函数, 还是流量管内气流雷诺数指数 I_{Re} 的函数, 在相同飞行马赫数条件下, 流量系数随雷诺数指数的增加而增大。图 3 所示在等飞行马赫数工况下, 流量系数的变化范围可达 1.2%。

4.1.2 试验验证

为验证数值仿真结果的可靠性, 定量分析雷诺数指数变化时, 对流量系数的影响程度, 在高空试验台进行了流量管校准试验。试验配置如图 4 所示, 由轴流式压缩机作为高压气源, 通过调节进气控制阀门和背压控制阀门, 给定进气压力、调节背压, 从而在试验舱内得到覆盖发动机工况包线的试验条件。

试验舱内的测试布局如图 5 所示, 在测量截面布置 5 点总压总温测靶(图 6), 12 点附面层总

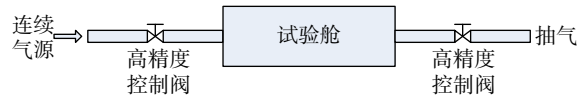


图 4 试验舱配置示意图

Fig. 4 Test chamber configuration

压测耙,在壁面布置 4 点静压测点。其中,气体压力测量采用机箱式压力扫描模块,扩展测量不确定度优于 0.3% 满量程,温度测量采用热电偶式温度测量仪,扩展测量不确定度优于 0.6% 满量程。表 1 给出了试验采用的飞行马赫数为 0.3 和 0.4 时,不同飞行高度对应的雷诺数指数与总温总压工况。

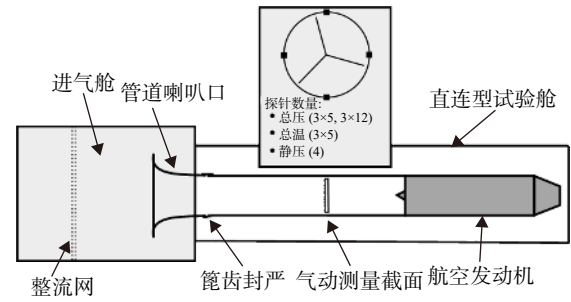


图 5 流量管内流量测试布局示意图

Fig. 5 Schematic diagram of flow test layout in flow tube

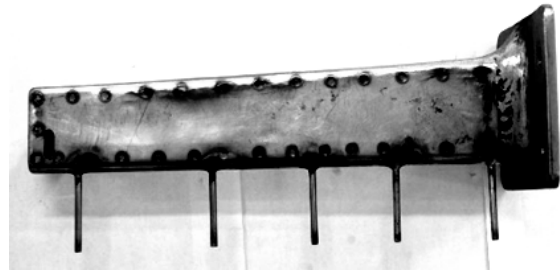


图 6 总压测耙示意图

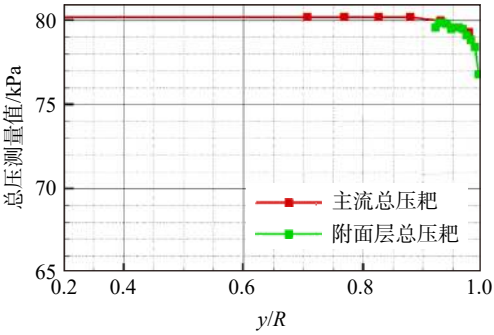
Fig. 6 Total pressure measuring rake

表 1 进气流量试验气流参数表

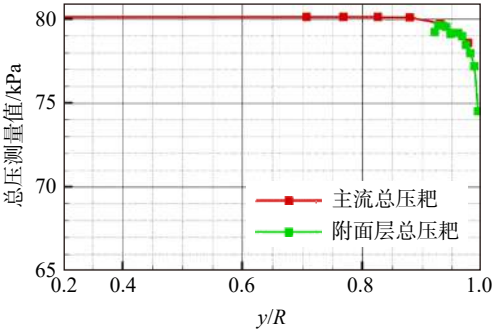
Table 1 Test parameters of intake mass flow test

Ma	p_t/kPa	T_t/K	$Re/10^6$	I_{Re}
0.3	80	280	4.98	0.82
	65	280	4.04	0.67
	50	280	3.11	0.51
	35	280	2.18	0.36
	20	280	1.24	0.20
	15	280	0.93	0.15
	12	280	0.75	0.12
0.4	80	280	6.44	0.82
	65	280	5.23	0.67
	50	280	4.02	0.51
	35	280	2.82	0.36
	20	280	1.61	0.20
	15	280	1.21	0.15
	12	280	0.97	0.12

图 7 给出了相同高度工况下进气总压为 80 kPa, 雷诺数指数等于 0.82 时, 飞行马赫数 $Ma=0.3\sim 0.4$ 条件下的进气道气动截面内总压分布, 图中横坐标 y/R 表示离管径中心的相对距离。从图中可以看出, 不同飞行马赫数 Ma 条件下, 附面层区域的总压变化梯度不同, 对应的附面层厚度和流量系数不同。



(a) $Ma=0.3$



(b) $Ma=0.4$

图 7 相同高度工况、不同飞行马赫数下气动截面内总压分布

Fig. 7 Total pressure distribution corresponding to different Mach numbers at the same altitude

图 8 给出了飞行马赫数 $Ma=0.6$ 时, 4 种高度工况下, 对应的不同进气总压 p_t 和雷诺数指数 I_{Re} 条件下的进气道气动截面内总压测量值分布。图 8(a)~图 8(d) 中, 随着高度上升, I_{Re} 从 0.82 降至 0.36, 进气总压从 80 kPa 降至 35 kPa, 附面层内总压损失增高, 流量系数降低。

根据式(3), 汇总计算 4 种飞行马赫数 Ma 工况下, 流量系数 C_b 随雷诺数指数 I_{Re} 的变化情况, 如图 9 所示。图中 3 个轴坐标分别表示流量管内当地气流飞行马赫数 Ma 、雷诺数指数 I_{Re} 、流量系数 C_b 分布。根据图 9 中的试验结果可知, 不同雷诺数指数对应的流量系数相差较大。在 $Ma=0.3$ 和 0.4 时, 试验验证结果与数值模拟结果趋势相同: 在相同飞行马赫数条件下, 流量系数

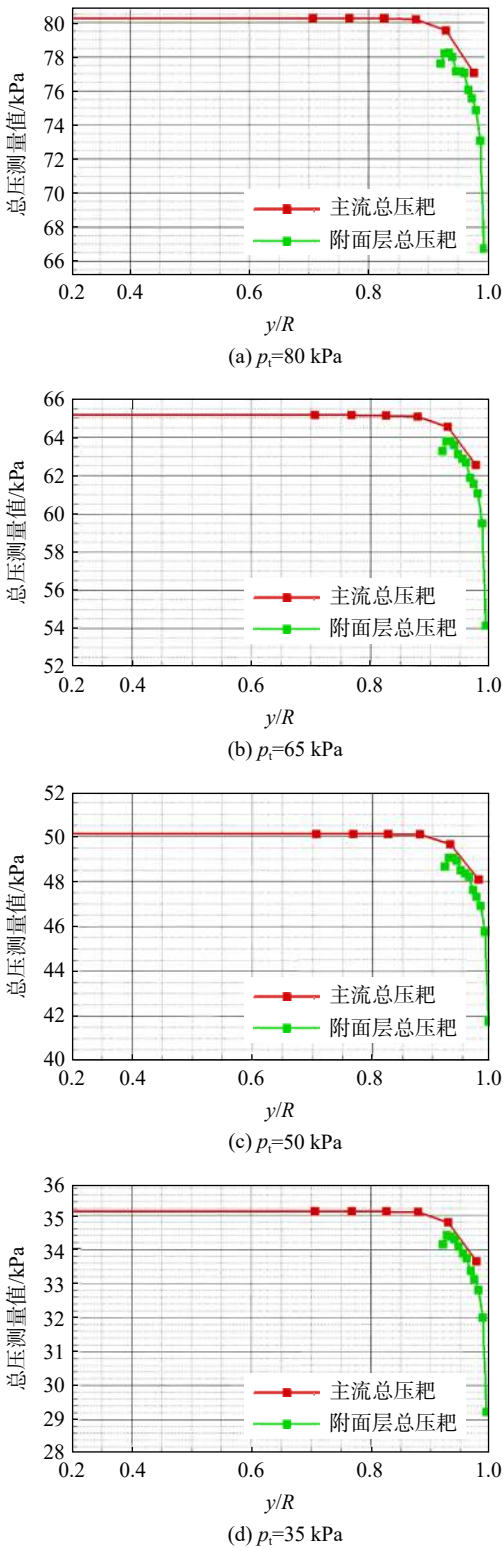


图 8 相同飞行马赫下不同高度条件下的总压分布
Fig. 8 Total pressure distribution at different altitudes with the same Mach number

随雷诺数指数的增加而增大。

因此,无雷诺数关联性的流量管吹风试验,确定将会造成流量系数的测定误差,这种误差实际仍然不建议忽略,它会引起空气流量测量不可接

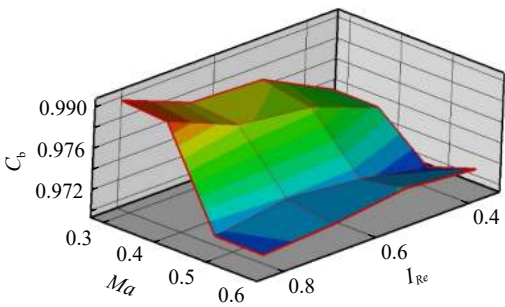


图 9 等飞行马赫数条件下流量系数与雷诺数指数的特性曲线
Fig. 9 Relationship between flow coefficient and Reynolds number index under constant Mach number conditions

受的偏差,本文的研究范例中的数据表明这项偏差最高可达 1.63%(雷诺数指数在 0.12~0.82 范围内)。这项误差除了会引起空气流量测量的不确定度外,还将导致发动机进气冲量的测量误差,最终导致推力、耗油率等一系列间接参数的测量误差。

4.2 不确定度结果分析

4.2.1 总推力中的进气冲量占比

图 10 给出了典型涡扇发动机飞行包线上的 8 个状态点(A~H),横坐标为飞行马赫数,纵坐标为海拔高度。采用文献 [19] 高空台发动机试验中流量、流速与推力测量数据,提取 8 个飞行状态工况点的试验结果,采用本文介绍的不确定度计算方法,计算统计由于流量系数和气流速度两个参数测量误差因素引起的不确定度。

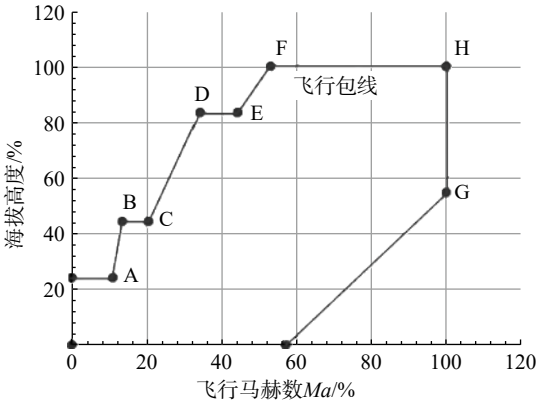


图 10 某型涡扇发动机包线图
Fig. 10 Flight envelope of a turbofan engine

图 11 为各飞行状态(A~H)下试验结果计算统计出的进气冲量占总推力的百分比。海拔高度相同时,对比状态 B 与 C、D 与 E、F 与 G,可知进气冲量占总推力的比例随飞行马赫数的增大而减

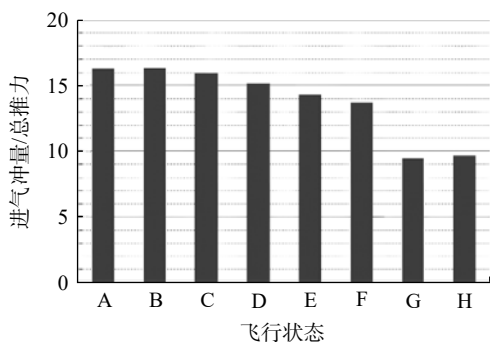


图 11 进气冲量占总推力的百分比(最大状态)

Fig. 11 Relative contribution of inlet momentum to gross thrust (maximum power)

小; 进气冲量测量误差引起的总推力的不确定度也会随之减小。对比状态 A 与 B、G 与 H, 飞行马赫数相差不大时, 进气冲量占总推力的比例随高度的增加而略微增大, 总推力的不确定度无明显变化规律。

4.2.2 总推力与进气冲量的不确定度

图 12 展示了 8 个飞行状态点(A~H)对应的试验结果, 计算得到的总推力、进气冲量、流量系数、气流速度 4 个参数的测定误差, 引起的不确定度 $u(F_g)$ 、 $u(F_i)$ 、 $u(F_{i,1})$ 、 $u(F_{i,2})$ 。每个飞行状态下, 进气冲量 $u(F_i)$ 的不确定度约为 1.2%~1.4%。不确定度的两个主要构成因素, $u(F_{i,1})$ 与 $u(F_{i,2})$ 数值接近, 说明流量系数与气流速度都会对进气冲量测量结果的准确性产生可观影响。飞行状态 G 和 H 相较其他状态, 进气冲量的总推力占比较低, 对应的总推力测量不确定度 $u(F_g)$ 也最低。

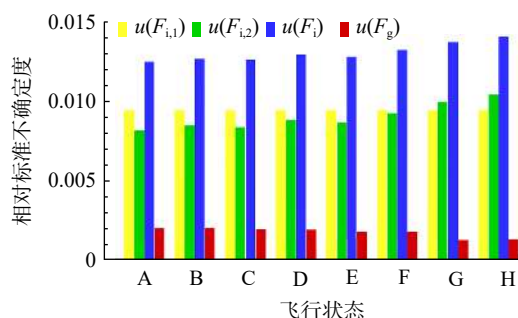


图 12 各参数的相对标准不确定度

Fig. 12 Relative standard uncertainty of each parameter

5 结 论

本文研究结果表明, 在航空发动机高空台试验中, 进气冲量受附面层影响, 其中雷诺数影响

造成的流量系数测定误差和附面层速度损失造成的进气速度计算误差通常容易被忽视, 但其影响的量级是不能忽视的, 可能造成发动机整机性能统计结果的较大偏差。因此, 可以采用带雷诺数影响的校准方案或者对其进行相应的附面层修正, 确保试验评估结果的精准度。同时, 本文的研究结果对于室内试车台, 和其他采用类似流量评估方法的试验设备, 都是适用的。

参考文献:

- [1] 杜鹤龄. 航空发动机推力的测量和确定方法[J]. 航空动力学报, 1997, 12(4): 389-392.
DU Heling. Measurement and determination of aeroengine thrust[J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(4): 389-392. (in Chinese)
- [2] MACLEOD J D. A derivation of gross thrust for a sea-level jet engine test cell[D]. Ottawa, Canada: Carleton University, 1988.
- [3] WU F, GONG Xiaoqi, SU Jinyou. Aerodynamic calibration and thrust correction method with inflow separation in indoor sea level test facility[R]. ASME Paper GT2014-25594, 2014.
- [4] 刘志友, 吴锋, 仇钊. 直连式高空台试验中真空度与次流作用力校准的一种新方法[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2013, 26(1): 1-4.
LIU Zhiyou, WU Feng, QIU Qian. A new measurement method for the action of the secondary flow and vacuum in direct-connect ATF[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013, 26(1): 1-4. (in Chinese)
- [5] 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.
ZHAO Haigang, SHEN Shicai, ZHANG Xiaofei, et al. Flight test of mass flow measurement of turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(8): 1778-1784. (in Chinese)
- [6] 申世才, 雷晓波, 丁凯峰, 等. 基于地面试验的涡扇发动机装机推力损失分析[J]. 推进技术, 2020, 41(3): 493-499.
SHEN Shicai, LEI Xiaobo, DING Kaifeng, et al. Analysis on installed gross thrust loss of turbofan engine on ground test[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(3): 493-499. (in Chinese)
- [7] 倪明, 魏佐君, 赵晨彦, 等. 雷诺数指数与雷诺数比的关系分析与应用[J]. 航空动力学报, 2024, 39(7): 20220397.
NI Ming, WEI Zuojun, ZHAO Chenyan, et al. Analysis and application of the relationship between Reynolds number index and Reynolds number ratio[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(7): 20220397. (in Chinese)
- [8] GOLIJANEK-JĘDRZEJCZYK A, MROWIEC A, HANUS R, et al. Determination of the uncertainty of mass flow measurement using the orifice for different values of the Reynolds number[C]//EPJ Web of Conferences. Palaiseau, France: EDP Sciences, 2019, 213: 02022.
- [9] WHITE V. Accurate and affordable high gas mass flow measurement[J]. Instrumentation Monthly, 2022, 5(4): 49.
- [10] SEBOURN C. Calculation of the discharge coefficient of close-coupled bellmouth flowmeters installed in propulsion test facilities[R]. AIAA 2004-2732, 2004.
- [11] LISTER J, BONSON W, MCAMIS R. Inlet duct static pressure assessment method contribution to direct-connect thrust measurement uncertainty[R]. AIAA 2007-5335, 2007.
- [12] BEALE D. Experimental measurement of venturi discharge coeffi-

- cient including sensitivity to geometric and flow quality variables [R]. AIAA 1999-304, 1999.
- [13] BEALE D, HAND T, SEBOURN C. Development of a bellmouth airflow measurement technique for turbine engine ground test facilities[R]. AIAA 2001-3676, 2001.
- [14] 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 Jianbang, SHEN Shicai, GAO Yang, et al. Research on the aero-engine airflow measurement and calculation method[J]. Engineering & Test, 2011, 51(4): 15-18, 41. (in Chinese)
- [15] 杜鹤龄. 航空发动机高空模拟[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
DU Helin. Aeroengine high altitude simulation[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [16] ABERNETHY R, THOMPSON J. Uncertainty in gas turbine measurements[R]. AIAA 1973-1230, 1973.
- [17] 王中宇, 刘智敏, 夏新涛. 测量误差与不确定度评定[M]. 北京: 科学出版社, 2008.
WANG Zhongyu, LIU Zhimin, XIA Xintao. Measurement error and uncertainty evaluation[M]. Beijing: China Science Publishing, 2008. (in Chinese)
- [18] DIECK, R. H. Measurement uncertainty methods and applications [M]. Raleigh, US: ISA, 2007.
- [19] 吴锋, 杨桥, 张有, 等. 航空发动机矢量推力测量系统的静态校准及不确定度评定方法研究[J]. 测控技术, 2021, 40(1): 83-89.
WU Feng, YANG Qiao, ZHANG You, et al. Static calibration and uncertainty evaluation of aero-engine thrust vectoring measurement system[J]. Measurement & Control Technology, 2021, 40(1): 83-89. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)