

超燃冲压发动机性能参数测量 不确定度分析

廖文豪^{1,2}, 郭金鑫², 刘小勇², 王宁飞¹

(1. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081;

2. 中国航天科工集团有限公司 北京动力机械研究所
高超声速冲压发动机技术重点实验室, 北京 100074)

摘 要: 以 AIAA(AIAA S-071A-1999)推荐的不确定度评估标准,借鉴国内外在风洞试验、航空发动机性能测量、火箭发动机地面试验性能等不确定度分析方面开展的研究工作,建立了符合统计学一般原理的超燃冲压发动机总体性能参数测量不确定度分析和计算方法,开展了超燃冲压发动机总体性能参数测量不确定度进行了分析。结果表明:超燃冲压发动机自由射流试验中系统误差引入的不确定度占主导地位,占总不确定度的 90% 以上。该研究结果有利于提高超燃冲压发动机总体性能测量精度,为超燃冲压发动机的科学研究和工程设计提供支撑。

关 键 词: 超燃冲压发动机; 总体性能; 自由射流试验; 偏差极限; 精度极限; 不确定度

中图分类号: V235.21

文献标志码: A

Uncertainty analysis in scramjet performance parameters measurements

LIAO Wenhao^{1,2}, GUO Jinxin², LIU Xiaoyong², WANG Ningfei¹

(1. School of Aerospace Engineering,

Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Science and Technology on Scramjet Laboratory,
Beijing Power Machinery Research Institute,

China Aerospace Science and Industry Corporation Limited, Beijing 100074, China)

Abstract: Based on wind tunnel test uncertainty assessment of AIAA S-071A-1999 and the uncertainty study for the wind tunnel testing, aeroengine performance testing and rocket ground testing in the international space power community, an uncertainty analysis method for the scramjet performance testing was established, and corresponding analysis was given. Results showed that the uncertainty induced by the free-jet testing measurement was predominant in evaluating the overall scramjet performance, and the bias limit was over 90% in the uncertainty of scramjet performance parameters measurements. In conclusion, some valuable results and suggestions about the uncertainty of overall performance of scramjet were obtained, and these results can improve the accuracy in scramjet performance parameters measurements, showing prominent application prospect in scramjet development.

收稿日期: 2020-03-31

作者简介: 廖文豪(1986—),男,高级工程师,博士生,研究方向为高超声速推进技术。E-mail:changehit@163.com

引用格式: 廖文豪,郭金鑫,刘小勇,等.超燃冲压发动机性能参数测量不确定度分析[J].航空动力学报,2020,35(11):2421-2428.
LIAO Wenhao, GUO Jinxin, LIU Xiaoyong, et al. Uncertainty analysis in scramjet performance parameters measurements [J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(11): 2421-2428.

Key words: scramjet; overall performance; free-jet test; bias limit; precision limit; uncertainty

超燃冲压发动机是指在超声速气流中组织燃烧的冲压发动机,一般应用于飞行马赫数大于 5 的飞行器,是 21 世纪航空航天领域的制高点,超燃冲压发动机技术作为高超声速飞行器技术的核心关键之一,被称为吸气式发动机的第 3 次革命。

超燃冲压发动机性能参数的获取一般是先按照数值仿真计算、地面直连式试验或自由射流试验以及飞行试验 3 个步骤进行。数值计算方面,研究人员建立了多种发动机流场一维、二维和三维模型,可以快速的对超燃冲压发动机性能参数进行预估^[1-4],但超燃冲压发动机内流场涉及诸多三维非定常复杂流动、燃烧与化学反应等,工作过程复杂,各部件相互耦合,为了准确获取发动机全流道性能,一般采用数值计算和全尺寸整机自由射流试验相结合的方式得到发动机总体性能参数,包括发动机推力、比冲和推力系数等^[5]。

超燃冲压发动机自由射流试验过程复杂、涉及的环节众多,试验模拟状态、天平测力、压力、温度、模型姿态等原始测量数据存在不确定度,同时在数据的处理、传递等过程以及超燃冲压发动机总体性能的计算方法也会使得测量结果存在一定的不确定度,需要采用科学的方法进行分析,给出合理可信的试验结果,为超燃冲压发动机的科学研究和工程设计提供支撑。

AIAA (American Institute of Aeronautics and Astronautics) 在风洞试验不确定度分析方面开展了大量的研究工作,1995 年, AIAA 发布了风洞试验数据不确定度评估标准(AIAA Standard S-071),并在 1999 年完善了标准^[6],规范了风洞试验不确定度的分析和计算方法,并对空气动力学的一些变量作了统计模型和误差分析^[7],经过多年的积累和发展, AIAA 对风洞试验不确定分析形成了较为完善的分析方法^[8-9]。

美国在航空发动机性能测量不确定度分析上开展了大量工作^[10-13], Albernethy、Savelle 等^[11-12]建立了航空发动机高空模拟试验推力性能、耗油率、空气流量等主要性能参数的测量不确定度评定准则及其改善方法,详细阐述了航空发动机总体性能的计算方法,后续作为美国了航空发动机总体性能评定的标准之一, Savelle 等^[12], Blevins 等^[13]应用航空发动机不确定度评定准则进一步针对特定的高空试验台开展了发动机性能

参数的测量和不确定度评估;国内主要对航空发动机高空台试验推力不确定度进行分析,探讨了改善高空试验中发动机性能参数不确定度的方法^[14]。此外,在火箭发动机地面试验性能参数测量不确定上进行了评估^[15]。国内外对于风洞试验、航空发动机性能测量、火箭发动机地面试验性能测量等方面的不确定度分析开展了大量的研究工作,取得了一系列的重要成果;在超燃冲压发动机性能参数测量的不确定度分析方面,吴颖川等^[16]提出了基于净推力加机体外阻的方法获得了超燃冲压发动机有效推力的方法,同时从流量测量、动量测量、底部压力测量及测力系统 4 个方面初步分析了外阻测量的相对误差,但在整机性能,如推力、燃油比冲、推力系数等重要参数的不确定度分析方面鲜见详细报道。

本文在一般统计学不确定度分析方法的基础上,结合超燃冲压发动机性能数值计算和自由射流试验方法,开展了超燃冲压发动机总体性能参数应用的不确定度计算方法的研究,并给出了算例分析,对试验结果做出较为科学的评估,在工程使用上发挥效能,提高系统设计可靠性,降低风险。

1 总体性能测量方法

超燃冲压发动机总体性能主要包括发动机推力、比冲、推力系数等,超燃冲压发动机工作过程机理复杂,燃料喷注、雾化、火焰传播、化学反应等燃烧机理的复杂性和湍流模型的不确定性使得超燃冲压发动机需要开展全尺寸整机试验。美国 Hyper-X 项目发动机^[17]、X-43A 飞行器发动机^[18]、Hyfly 飞行器发动机^[19]、X-51A 飞行器发动机均在 8 英尺(2.4384 m)风洞中开展了全流道发动机自由射流试验^[20]。

国内目前也主要采用全尺寸的发动机流道开展自由射流试验的方法获得发动机性能,一般发动机试车台性能试验仅需要保证进气道在均匀区,如图 1 所示,只能得到发动机工作和不工作的冷热态台架推力差,要得到发动机推力还需要减冷态内阻,而超燃冲压发动机冷态内阻一般采用 CFD 仿真计算获得^[21-22]。

1) 超燃冲压发动机推力

要得到超燃冲压发动机推力,需要对飞行器气动外形与发动机流道界面进行划分,国内一般

采用从头至尾划分方法,如图 2 所示,进气道外压缩面按照流管控制体的边界分为发动机流道(红色部分)和飞行器气动外形(白色部分)^[16];当超

燃冲压发动机不工作时作用在发动机流道上的阻力称为发动机内阻;当发动机工作时,作用在流道上的推力称为发动机推力。

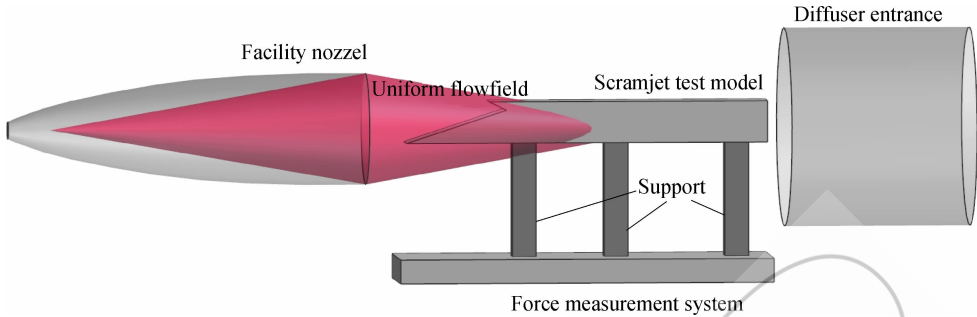


图 1 超燃冲压发动机自由射流试验示意图
Fig.1 Schematic diagram of scramjet in free jet test

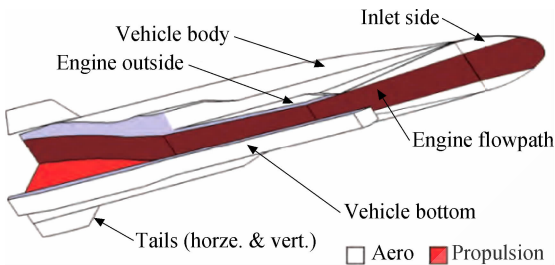


图 2 超燃冲压发动机流道界面^[16]
Fig.2 Flowpath interface of scramjet^[16]

自由射流试验超燃冲压发动机推力可按如下方法计算:

$$F_c = D_e + D_c + X_{in} + D_a \tag{1}$$

$$F_h = D_e + D_h + F_t + D_a \tag{2}$$

其中 F_c 是发动机不工作状态时的模型合力; F_h 是发动机工作状态时的模型合力; D_e 是气动外形阻力,发动机工作与不工作时保持不变; D_c 是发动机不工作时模型底部阻力,由发动机不工作时底部压力 p_c 与底部面积 A_b 之积得到; D_h 是发动机工作时模型底部阻力,由发动机工作时底部压力 p_h 与底部面积 A_b 之积得到; X_{in} 是发动机内阻; D_a 是模型支架阻力; F_t 是发动机推力。

由式(1)、式(2)推导可得

$$F_t = (F_h - F_c) + (D_c - D_h) + X_{in} \tag{3}$$

从式(3)可以看出,发动机推力是发动机工作与不工作时模型合力差,扣除发动机冷态内阻,修正底部阻力,从而得到发动机有效推力;底部阻力的修正一般通过测量底部静压获得,在精度要求不高的工程计算时,认为发动机工作和不工作时底部阻力差量较小,忽略不计;发动机冷态内阻可以通过全流道的 CFD 仿真计算

获取,同时相关单位也开展了直接测量发动机内阻的研究工作^[23]。

2) 超燃冲压发动机燃油比冲

比冲是超燃冲压发动机总体性能评估的重要参数,是发动机工作经济性的重要指标,直接影响高超声速飞行器的航程,也是超燃冲压发动机较传统火箭发动机相比最具优势的性能参数。

发动机燃油比冲定义为单位重量燃油流量所产生的推力,如式(4)所示

$$I_{sp} = \frac{F_t}{\dot{m}_t g_0} \tag{4}$$

其中 I_{sp} 是发动机燃油比冲; $\dot{m}_t$ 是发动机燃油质量流量; g_0 是标准海平面重力加速度。

3) 超燃冲压发动机推力系数

推力系数是衡量发动机推力性能的重要指标,对高超声速飞行器推阻平衡设计具有重要参考价值,发动机推力系数与飞行状态相关,定义为推力与来流动压与参考面积乘积之比,如式(5)所示:

$$C_x = \frac{F_t}{q A_c} = \frac{F_t}{\frac{1}{2} \rho V^2 A_c} = \frac{F_t}{\frac{1}{2} \gamma p_\infty Ma^2 A_c} \tag{5}$$

其中 C_x 是发动机推力系数; q 是来流动压; A_c 是参考面积,一般取发动机捕获面积; ρ 是来流密度; V 是来流速度; γ 是比热比; p_∞ 是来流大气静压; Ma 是来流马赫数。

2 不确定度分析方法

工程试验中原始数据测量及由原始测量数据计算出来的结果都存在误差,超燃冲压发动机自

由射流试验涉及环节多、系统复杂、数据量大,误差源较多。国外已建立了风洞试验不确定度分析方法,AIAA 出版了标准 AIAA S-071A-1999^[6],主要研究单位均采用该方法开展风洞试验的不确定性分析,超燃冲压发动机自由射流试验也采用该方法进行发动机总体性能的不确定度分析。

AIAA S-071A-1999 中将系统误差和随机误差引入的不确定度分开计算,将随机误差引入的具有 95%置信度的不确定度定义为精度极限 P_i ,将系统误差引入的具有 95%置信度的不确定度定义为偏差极限 B_i ,分别计算试验结果的精度和偏差。

假定试验结果 r 由 n 个基本被测变量 $x_1, x_2, \dots, x_n$ 求得,其函数关系式为

$$r = f(x_1, x_2, \dots, x_n) \quad (6)$$

对应于超燃冲压发动机总体性能,试验结果 r 表示的是发动机推力 F_{th} 、发动机燃油比冲 I_{sp} 、 C_x 是发动机推力系数,而被测变量 $x_1, x_2, \dots, x_n$ 则是式(3)~式(5)中构成。

对式(6)按泰勒级数展开并略去 2 阶以上小量,可以得出试验结果的不确定度表达式

$$B_r^2 = \sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial f}{\partial x_i} B_{x_i} \right)^2 + \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \frac{\partial f}{\partial x_i} \cdot \frac{\partial f}{\partial x_j} \rho_{b_{i,j}} B_{x_i} B_{x_j} (1 - \delta_{ij}) \quad (7)$$

$$P_r^2 = \sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial f}{\partial x_i} P_{x_i} \right)^2 + \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \frac{\partial f}{\partial x_i} \cdot \frac{\partial f}{\partial x_j} \rho_{s_{i,j}} P_{x_i} P_{x_j} (1 - \delta_{ij}) \quad (8)$$

$$U_r^2 = B_r^2 + P_r^2 \quad (9)$$

其中 U_r 、 B_r 、 P_r 分别是不确定度、偏离极限、精度极限; $\frac{\partial f}{\partial x_i}$ 是灵敏度系数; B_{x_i} 、 P_{x_i} 是被测变量 x_i 的偏离极限和精度极限; $\rho_{b_{i,j}}$ 、 $\rho_{s_{i,j}}$ 是被测变量 x_i 、 x_j 的偏离极限与精度极限的相关系数; δ_{ij} 为克罗内克函数,定义为 $i=j$ 时 $\delta_{ij}=1$, $i \neq j$ 时 $\delta_{ij}=0$;在超燃冲压发动机自由射流试验中可以认为各被测变量的精度极限、偏离极限彼此独立,即 $\rho=0$,则

$$B_r^2 = \sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial f}{\partial x_i} B_{x_i} \right)^2 \quad (10)$$

$$P_r^2 = \sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial f}{\partial x_i} P_{x_i} \right)^2 \quad (11)$$

当变量较多时,推导灵敏度系数矩阵 $\left\{ \frac{\partial f}{\partial x_i} \right\}$ 较为复杂,可以用有限差分法替代。

被测变量是由试验任务和数据处理方程决定的,被测变量 x_i 的精度极限 P_{x_i} 由下式给出:

$$P_{x_i} = K S_{x_i} \quad (12)$$

其中 K 为包含因子,根据所要求的置信水平选取,一般 K 值在 2~3 内选取,要求区间具有置信水平约为 0.95 时,取 $K=2$;要求区间具有置信水平约为 0.99 时,取 $K=3$ 。

S_{x_i} 为变量 x_i 的 N_i 个测量值的标准偏差,即

$$S_{x_i} = \sqrt{\frac{1}{N_i - 1} \sum_{j=1}^{N_i} (x_{i,j} - \bar{x}_i)^2} \quad (13)$$

其中

$$\bar{x}_i = \frac{1}{N_i} \sum_{j=1}^{N_i} x_{i,j} \quad (14)$$

当变量 x_i 为以算术平均值 $\bar{x}_i$ 作为结果时,则变量 x_i 的精度极限为

$$P_{x_i} = \frac{P_{x_i}}{\sqrt{N_i}} \quad (15)$$

在求变量 x_i 的偏离极限 B_{x_i} 时,需要考虑对变量 x_i 测量有明显影响的各种误差源,假定变量 x_i 有 Z 个误差源,对应的偏离极限为 $B_{x_{i,1}}, B_{x_{i,2}}, \dots, B_{x_{i,Z}}$,则变量 x_i 的偏离极限为

$$B_{x_i} = \sqrt{\sum_{j=1}^Z (B_{x_{i,j}})^2} \quad (16)$$

从式(9)知,参数测量不确定度由测量精度极限和偏离极限构成,对于前者,可按式(11)~式(15)计算;对于后者,则需要根据系统特性具体确定。

3 性能参数不确定度分析

本文以典型状态超燃冲压发动机自由射流试验为例,研究超燃冲压发动机性能参数测量不确定度的分析方法,试验标称状态马赫数为 5.0、高度为 23 km,发动机点火前测量得到的试验模型全阻是外阻和发动机内阻之和,发动机点火后测量得到的是试验模型净推力。

参与发动机总体性能计算的各参数中值如表 1 所示,相关变量物理意义可参见式(1)~式(5)。

超燃冲压发动机总体性能自由射流试验涉及的误差源较多,需要以自由射流试验流程作为研究对象,梳理测试数据从试验方案、试验准备、数据采集、数据处理等的全流程,研究每一个流程可能引入不确定的误差源,从超燃冲压发动机自由射流试验过程分析,其误差源主要为如下几个方面:

表 1 总体性能计算基准参数

Table 1 Basic parameters in calculating overall performance

参数	数值
Ma	5.0
p_{∞}/Pa	3466.9
γ	1.384
A_c/m^2	1.0
A_h/m^2	0.05
F_c/N	-1909.0
F_h/N	-225.5
X_{in}/N	-379.0
p_c/Pa	5012.2
p_h/Pa	4795.6
$\dot{m}_t/(\text{kg/s})$	0.158
$g_0/(\text{m/s}^2)$	9.80

1) 试验参数误差及干扰误差。如风洞流场品质、马赫数、总温、总压模拟误差、支撑干扰等。

自由射流试验台通过流场校测确定试验来流条件及其误差,与超燃冲压发动机性能参数获取相关的主要参数包括试验模拟 Ma 、模拟静压、静温、组分等,在风洞建设、流场标定中会详细开展分析工作,可参考风洞试验详细分析资料^[24-26]。具体到偏离极限、精度极限的分配,由式(12)~式(15)的分析可知,与精度极限相对应的主要是重复多次测量,但对应单次超燃冲压发动机性能自由射流试验,试验模拟 Ma 、模拟静压、静温、组分等参数的误差主要是系统误差决定,且一般试验台也不具备对特定模拟参数的实时监测,因此在模拟 Ma 、模拟静压、静温、组分等参数的不确定度主要是偏差极限,且在试验台流场校测过程中确定,而与随机偏差相对应的精度极限则可取 0,以简化处理。

2) 试验模型误差。如模型尺寸偏差、变形、表面粗糙度、台阶、测压孔质量等。

试验模型误差主要是由于模型在生产、加工过程中与理论模型存在一定的偏离,从而对试验结果产生影响,这一点应视具体模型和生产控制精度进行分析,本文暂不考虑。但需要说明的是,对于高焓自由射流试验,若是开展较长时间的试验,模型的结构变形将是一个不可忽略的因素。

3) 测试仪器误差。如测力天平的误差、压

力、温度、流量等测量系统的误差等。

超燃冲压发动机总体性能自由射流试验相关的测量系统误差源主要有:天平测力误差、底部压力测量误差、燃油流量测量误差。

其中自由射流试验台天平校测达到国军标要求,试验台给出天平测力误差不大于 $\pm 0.5\%$,该项误差主要对应系统偏差,即偏离极限;而在精度极限方面,根据超燃冲压发动机自由射流性能试验的特点,取一段时间平均值作为发动机不工作状态时的模型合力 F_c 试验值、发动机工作状态时的模型合力 F_h 试验值,因此可根据下式计算其精度极限,符合统计学一般规律。

$$P_{x_i} = 2 \sqrt{\frac{1}{N_i(N_i - 1)} \sum_{j=1}^{N_i} (x_{i,j} - \bar{x}_i)^2}$$

(17)

对于底部压力测量,测压系统采用硅压阻绝压传感器,量程为 100 kPa,测量误差在 $-0.5\% \sim 0.5\%$ 之间,该项误差主要对应系统偏差,即偏离极限;而在精度极限方面,则按照式(17)对测量段数据进行计算。此外,对于底部压力的测量,由于模型底部流场非均匀、超燃冲压发动机尾喷管出口的流场亦存在一定非均匀性,因此直接采用单处测量压力替代底部压力会产生一定的误差,但该项数值较小,因此在工程实现中是一种可以采用的简化方法。

对于燃油流量测量,试验台采用高精度流量传感器,量程为 0.5 kg/s,测量误差在 $-0.5\% \sim 0.5\%$ 之间,该项误差主要对应系统偏差,即偏离极限;而在精度极限方面,则与冷热态力、底部压力相似,按照式(17)对测量段数据进行计算。

4) 试验操作误差。如试验模型与天平的安装质量、攻角机构安装偏差、人工读数误差、压力、温度测点安装质量等。

该项误差与试验模型误差一样,应视具体情况进行分析,本文暂不考虑。

5) 数据处理误差。如数据处理中近似公式的误差、数据修正、插值、曲线拟合的误差。

数据的处理误差包含在整个的试验系统中,如流场校测的数据处理、天平校测、测量系统数据传递。

6) 理论计算误差。如发动机内阻作为计算发动机推力的重要参数,采用 CFD 计算数据作为理论值,其自身存在一定的不确定度。超燃冲压发动机内阻计算中,由于内流道气流状态较为复杂,一般认为超燃冲压发动机内阻计算误差为

$\pm 10\%^{[23,27-28]}$ 。该项误差主要是以系统误差引入分析,因此对应于偏差极限,精度极限则取 0 以简化处理。

综上给出了超燃冲压发动机性能计算中主要参数的误差源和偏差极限、精度极限分布情况,如表 2 所示。

表 2 超燃冲压发动机自由射流试验误差源
Tabel 2 Error sources in free-jet test of scramjet

参数	数值	偏差极限	概率分布	精度极限
Ma	5	± 0.05	均匀	0
p_{∞}/Pa	3 466.9	± 34.67	均匀	0
γ	1.384	± 0.01	均匀	0
F_c/N	-1 909.0	± 9.55	正态	3.92
F_h/N	-225.5	± 1.13	正态	4.22
X_m/N	-379.0	± 37.9	正态	0
p_c/Pa	5 012.2	± 500	正态	10.24
p_h/Pa	4 795.6	± 500	正态	17.04
$\dot{m}_t/(\text{kg/s})$	0.158	± 0.0025	正态	0.0005

需要说明的是本文重点对超燃冲压发动机性能参数测量的不确定计算方法开展研究,而对每个变量的误差获取、系统误差与随机误差的分配不作详细论述,该项工作会在风洞试验、自由射流试验台等的建设、指标评定中详细给出^[24-26]。

通过上述试验状态及相关变量不确定度分析数据,可以开展超燃冲压发动机性能参数计算及其测量不确定度分析。

3.1 发动机推力测量不确定度分析

超燃冲压发动机自由射流试验发动机推力计算如式(3)所示,其中底部阻力由模型底部测量压力计算得到,即发动机推力可由式(18)表示

$$F_t = (F_h - F_c) + (p_h - p_c)A_b + X_m \quad (18)$$

其中 p_c 是发动机不工作状态时的底部测量压力; p_h 是发动机工作状态时的底部测量压力; A_b 是底部面积,常数。

由式(9)~式(11),结合式(18)推导可知,发动机推力的偏离极限、精度极限和不确定度分别为

$$(B_{F_t})^2 = (B_{F_h})^2 + (B_{F_c})^2 + (A_b B_{p_c})^2 + (A_b B_{p_h})^2 + (B_{X_m})^2 \quad (19)$$

$$(P_{F_t})^2 = (P_{F_h})^2 + (P_{F_c})^2 + (A_b P_{p_c})^2 + (A_b P_{p_h})^2 + (P_{X_m})^2 \quad (20)$$

$$U_{F_t} = \pm \sqrt{(B_{F_t})^2 + (P_{F_t})^2} \quad (21)$$

其中 B_{F_t} 、 P_{F_t} 是发动机推力的偏差极限和精度极限; B_{F_h} 、 P_{F_h} 是发动机工作状态时的模型合力的

偏差极限和精度极限; B_{F_c} 、 P_{F_c} 是发动机不工作状态时的模型合力的偏差极限和精度极限; B_{p_c} 、 P_{p_c} 是发动机不工作状态时底部压力的偏差极限和精度极限; B_{p_h} 、 P_{p_h} 是发动机工作状态时底部压力的偏差极限和精度极限; B_{X_m} 、 P_{X_m} 是发动机内阻的偏差极限和精度极限; U_{F_t} 是发动机推力的不确定度。

将表 2 中的有关参数测量的偏离极限值和精度极限值代入式(19)和式(20)中,然后通过式(18)、式(21)计算得到发动机推力及其不确定度为 $F_t = 1\,293.7\text{ N}$, $B_{F_t} = \pm 52.7\text{ N}$, $P_{F_t} = \pm 5.85\text{ N}$, $U_{F_t} = \pm 53.0\text{ N}$ ($P = 0.95$),可见系统误差引起的偏差极限占不确定度的 90% 以上。

从发动机推力不确定度分析和计算过程看,推力测量的不确定度主要来源于天平测力误差、底部压力测量误差、发动机内阻计算误差;此外模型尺寸、安装等的误差也会引起发动机推力测量的不确定,但由于该项误差难以实现定量评估,本文暂不计入。

3.2 发动机燃油比冲测量不确定度分析

超燃冲压发动机自由射流试验发动机燃油比冲计算如文中第 2 节所示,为

$$I_{sp} = \frac{F_t}{\dot{m}_t g_0} \quad (22)$$

发动机燃油比冲的偏离极限、精度极限和不确定度分别为

$$(B_{I_{sp}})^2 = \left(\frac{1}{\dot{m}_t g_0} B_{F_t} \right)^2 + \left(-\frac{F_t}{\dot{m}_t^2 g_0} B_{\dot{m}_t} \right)^2 \quad (23)$$

$$(P_{I_{sp}})^2 = \left(\frac{1}{\dot{m}_t g_0} P_{F_t} \right)^2 + \left(-\frac{F_t}{\dot{m}_t^2 g_0} P_{\dot{m}_t} \right)^2 \quad (24)$$

$$U_{I_{sp}} = \pm \sqrt{(B_{I_{sp}})^2 + (P_{I_{sp}})^2} \quad (25)$$

其中 $B_{I_{sp}}$ 、 $P_{I_{sp}}$ 是发动机燃油比冲的偏差极限和精度极限; $B_{\dot{m}_t}$ 、 $P_{\dot{m}_t}$ 是发动机燃油流量的偏差极限和精度极限; $U_{I_{sp}}$ 是发动机燃油比冲的不确定度。

将表 2 中的有关参数测量的偏离极限值和精度极限值代入式 (23) 和式 (24) 中,然后通过式 (22)、式 (25) 计算得到发动机燃油比冲及其不确定度为 $I_{sp} = 835.5 \text{ s}$, $U_{I_{sp}} = 36.8 \text{ s}$ ($P = 0.95$)。

$$(B_{C_x})^2 = \left(\frac{2}{\gamma p_\infty Ma^2 A_c} B_{F_t} \right)^2 + \left(-\frac{2F_t}{\gamma^2 p_\infty Ma^2 A_c} B_\gamma \right)^2 + \left(-\frac{2F_t}{\gamma p_\infty^2 Ma^2 A_c} B_{p_\infty} \right)^2 + \left(-\frac{4F_t}{\gamma p_\infty Ma^3 A_c} B_{Ma} \right)^2 \quad (26)$$

发动机推力系数的偏离极限、精度极限和不确定度分别为

$$(P_{C_x})^2 = \left(\frac{2}{\gamma p_\infty Ma^2 A_c} P_{F_t} \right)^2 + \left(-\frac{2F_t}{\gamma^2 p_\infty Ma^2 A_c} P_\gamma \right)^2 + \left(-\frac{2F_t}{\gamma p_\infty^2 Ma^2 A_c} P_{p_\infty} \right)^2 + \left(-\frac{4F_t}{\gamma p_\infty Ma^3 A_c} P_{Ma} \right)^2 \quad (27)$$

$$U_{C_x} = \pm \sqrt{(B_{C_x})^2 + (P_{C_x})^2} \quad (28)$$

其中 B_{C_x} 、 P_{C_x} 是发动机推力系数的偏差极限和精度极限; B_γ 、 P_γ 是比热比的偏差极限和精度极限; B_{p_∞} 、 P_{p_∞} 是来流静压的偏差极限和精度极限; B_{Ma} 、 P_{Ma} 是来流马赫数的偏差极限和精度极限; U_{C_x} 是发动机推力系数的不确定度。

将表 2 中的有关参数测量的偏离极限值和精度极限值代入式 (27) 和式 (28) 中,然后通过式 (26)、式 (29) 计算得到发动机推力系数及其不确定度为 $C_x = 0.0216$, $U_{C_x} = \pm 0.001$ ($P = 0.95$)。

从发动机推力系数不确定度分析过程看,发动机推力系数测量的不确定度主要来源于发动机推力测量误差和自由射流试验台流场参数误差;自由射流试验台流场参数的误差一般通过流场标定来确定。

4 结 论

本文给出了超燃冲压发动机自由射流试验发动机总体性能(推力、燃油比冲、推力系数)的计算方法和不确定分析方法,主要结论如下:

1) 建立了超燃冲压发动机总体性能参数测量不确定度的分析和计算方法,采用 AIAA S-071A-1999 标准推荐的不确定计算方法符合统计学的一般原理。

2) 研究了超燃冲压发动机总体性能参数获

需要说明的是,影响发动机燃油比冲评定的另一个重要参数是发动机空气流量,与燃油流量一起决定了发动机工作的燃油当量比,该参数对发动机燃油比冲的评定十分重要;发动机空气流量的测量有特定的理论和方法,本文不展开讨论。

3.3 发动机推力系数测量不确定度分析

超燃冲压发动机自由射流试验发动机推力系数计算如式 (5) 所示,可表示为

$$C_x = \frac{F_t}{\frac{1}{2} \gamma p_\infty Ma^2 A_c} \quad (29)$$

取的方法及自由射流试验流程,确定了测量不确定度的 6 类影响因素:试验参数误差及干扰误差、试验模型误差、测试仪器误差、试验操作误差、数据处理误差、理论计算误差,并研究了主要因素的偏差极限和精度极限计算方法。

3) 本文超燃冲压发动机性能参数不确定度计算结果表明,在超燃冲压发动机总体性能参数测量不确定中系统误差引入的不确定度占主导地位,而随机误差引入的不确定较小,改善测量不确定的主导方向是降低其系统偏差。

参考文献:

- [1] FERGUSON F, DHANSAR M. A model for the design and analysis of thrust optimized scramjets [R]. AIAA-2009-7337, 2009.
- [2] KLICHE D, MUNDT C. Combustor modeling for multi-disciplinary analysis and evaluation of supersonic combustion ramjets [R]. AIAA-2009-7282, 2009.
- [3] 王兰, 邢建文, 郑忠华, 等. 超燃冲压发动机内流性能的一维评估 [J]. 推进技术, 2008, 29(6): 641-645.
WANG Lan, XING Jianwen, ZHENG Zhonghua, et al. One dimensional evaluation of the scramjet flow path performance [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(6): 641-645. (in Chinese)
- [4] 任鑫, 罗春钦, 董建明, 等. 超燃冲压发动机性能的准二维计算方法 [J]. 推进技术, 2013, 34(4): 457-462.

- REN Xin, LUO Chunqin, DONG Jianming, et al. Quasi-two-dimensional evaluation of the scramjet performance [J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(4): 457-462. (in Chinese)
- [5] ERDOS J I. Ground testing abilities, inabilities and options for scramjet development[R]. AIAA 97-3014, 1997.
- [6] American Institute of Aeronautics and Astronautics. Assessment of experimental uncertainty with application to wind tunnel testing; AIAA S-071A-1999[S]. Reston, VA, US; American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999: 1-10.
- [7] ANDREW B, DAVID F. Statistical models and error analysis for aerodynamic variables[R]. AIAA-2000-2696, 2000.
- [8] MADSEN H O, KRENK S, LIND N C. Method of structural safety[M]. New York: Dover Publications, 1986.
- [9] THACKER B H, RIHA D S, MILLWATER H R. Errors and uncertainties in probabilistic engineering analysis[R]. AIAA-2001-1239, 2001.
- [10] ALBERNETHY R B, THOMPSON J W. Handbook uncertainty in gas turbine measurement[R]. Arnold Engineering Development Center, AEDC TR-1973-5, 1973.
- [11] ALBERNETHY R B, THOMPSON J W. Uncertainty in gas turbine measurements[R]. AIAA 73-1230, 1973.
- [12] SAVELLE S A, PRUFERT M B. Turbine engine performance test and evaluation techniques[R]. AIAA 92-3977, 1992.
- [13] BLEVINS J A, WAGNER D A. An uncertainty assessment of thrust determination in altitude ground test facilities[R]. AIAA-2000-0413, 2000.
- [14] 刘志友, 马前容, 师伟. 改善高空台试验中发动机性能参数不确定度的方法探讨[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2011, 24(1): 1-7.
- LIU Zhiyou, MA Qianrong, SHI Wei. Methods of aero-engine performance parameter uncertainty improvement in simulated altitude test[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011, 24(1): 1-7. (in Chinese)
- [15] 徐向东. 固体火箭发动机地面试验性能参数测量不确定度评估[J]. 固体火箭技术, 1994, 4(1): 72-80.
- XU Xiangdong. The evaluation of uncertainty in measurement of performance parameters at a solid rocket motor static test[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 1994, 4(1): 72-80. (in Chinese)
- [16] 吴颖川, 贺元元, 张小庆, 等. 超燃冲压发动机推力性能评估方法[J]. 推进技术, 2019, 40(1): 26-32.
- WU Yingchuan, HE Yuanyuan, ZHANG Xiaoqing. Assessment of scramjet engine thrust[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(1): 26-32. (in Chinese)
- [17] VOLAND R T. Hyper-X engine design and ground test program[R]. AIAA 98-1532, 1998.
- [18] PHILIP D R, HARSHA T, LOWELL M R, et al. X-43A vehicle design and manufacture [R]. AIAA-2005-3334, 2005.
- [19] MERCIER R, MCCLINTON C R. Hypersonic propulsion transforming the future of flight[R]. AIAA-2003-2732, 2003.
- [20] HANK J M, MURPHY J S, MUTZMAN R C. The X-51A scramjet engine flight demonstration program[R]. AIAA-2008-2540, 2008.
- [21] 刘兴洲. 超燃冲压发动机性能初步研究[J]. 航空发动机, 2007, 33(2): 1-4.
- LIU Xingzhou. Preliminary investigation of scramjet engine performance[J]. Aeroengine, 2007, 33(2): 1-4. (in Chinese)
- [22] 刘兴洲. 中国超燃冲压发动机研究回顾[J]. 推进技术, 2008, 29(4): 385-395.
- LIU Xingzhou. Review of scramjet research in China[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(4): 385-395. (in Chinese)
- [23] 许晓斌, 舒海峰, 谢飞, 等. 通气模型内流道阻力直接测量技术[J]. 推进技术, 2013, 34(3): 311-315.
- XU Xiaobin, SHU Haifeng, XIE Fei, et al. Technique investigation on flow-through model inner-flow drag straightway measured by strain-gauge balance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(3): 311-315. (in Chinese)
- [24] 李建强, 张平, 王义庆. 风洞数据不确定度分析方法[J]. 空气动力学学报, 2000, 18(3): 300-306.
- LI Jianqiang, ZHANG Ping, WANG Yiqing. Method of uncertainty analysis for wind tunnel test data[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2000, 18(3): 300-306. (in Chinese)
- [25] 谢疆宇, 吴军强, 钟世东, 等. 2.4 m 跨声速风洞大型飞机试验不确定度评估[J]. 实验流体力学, 2010, 24(6): 65-68.
- XIE Jiangyu, WU Junqiang, ZHONG Shidong, et al. Uncertainty analysis for large aircraft test in 2.4 m transonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2010, 24(6): 65-68. (in Chinese)
- [26] 刘春风, 熊琳. $\Phi 0.5$ m 高超声速风洞气动力试验不确定评估[J]. 实验流体力学, 2017, 31(4): 90-96.
- LIU Chunfeng, XIONG Lin. Uncertainty assessment for aerodynamic test in 0.5 m hypersonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2017, 31(4): 90-96. (in Chinese)
- [27] 赵宏亮, 张蒙正. 超燃冲压发动机推阻力特性研究综述[J]. 火箭推进, 2014, 40(6): 44-50.
- ZHAO Hongliang, ZHANG Mengzheng. Investigation of thrust/drag property of scramjet[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(6): 44-50. (in Chinese)
- [28] IGARASHI Y, MITANI T, KODERA M. Comparative studies on scramjet engine drag by experiments and numerical analysis[R]. AIAA 98-1512, 1998.

(编辑: 王碧珺)