

堵塞条件下发动机高空试验推力差异分析^{*}

马前容, 周杰, 仇钊, 李康

(中国航发四川燃气涡轮研究院 高空模拟技术重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘要: 堵塞技术是降低发动机高空模拟试验成本和解决设备抽气能力不足的可行手段。在不同喷管排气环境压力条件下, 某型带拉瓦尔喷管涡扇发动机完成了四组堵塞对推力影响的试验, 发动机总推力试验值最大差异为6.2%。为揭示试验推力差异产生的原因, 提高堵塞条件下发动机高空试验推力评估的准确性, 开展了相关的理论分析和一维仿真计算, 提出了主要影响量估算方法。结果表明: 推力差异主要与发动机转速、结果修正方法和喷管扩张段流场特性有关; 按文中提出的主要影响量估算方法计算了这些因素对推力的影响量, 扣除影响量后总推力的最大差异降至0.8%; 相同转速下, 总推力相似换算值随喷管排气压力的升高呈增大趋势, 最大差异达到3.3%。

关键词: 堵塞技术; 推力; 发动机; 高空试验; 拉瓦尔喷管

中图分类号: V216 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2021) 03-0481-07

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190665

Thrust Difference Analysis of Engine Altitude Test under Choking Condition

MA Qian-rong, ZHOU Jie, QIU Qian, LI Kang

(Science and Technology on Altitude Simulation Laboratory, AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Mianyang 621000, China)

Abstract: Choking technique is an available way to reduce altitude test cost and respond insufficient capacity of the pumping equipments. Under the conditions of various exhaust ambient pressure, four group experiments of a turbofan engine with Laval nozzle were performed to identify the effect of choking on engine thrust. The maximum difference of test total thrust in these experiments was up to 6.2%. In order to find the reason of thrust difference and promote the accuracy of estimating engine thrust obtained in altitude test under choking condition, relative theory and calculation analysis were studied, then the estimation method of changes caused by mean influence factors was developed. The results revealed that the main influence factors of test total thrust included engine speed, correction method and flow behavior in nozzle expansion section. According to estimation method presented, the total thrust changes caused by these factors were evaluated. The maximum difference decreased to 0.8% after eliminating these changes. At the same engine speed, the referred total thrust increased with the raise of the exhaust ambient pressure and the maximum difference was 3.3%.

Key words: Choking technique; Thrust; Engine; Altitude test; Laval nozzle

^{*} 收稿日期: 2019-09-28; 修订日期: 2020-03-04。

基金项目: 国家科技重大专项 (2017-V-0006-0056)。

作者简介: 马前容, 博士, 研究员, 研究领域为航空发动机高空模拟试验技术。E-mail: 187015393@qq.com

通讯作者: 周杰, 博士, 高级工程师, 研究领域为航空发动机高空模拟试验技术。E-mail: zhoujie_624@163.com

引用格式: 马前容, 周杰, 仇钊, 等. 堵塞条件下发动机高空试验推力差异分析[J]. 推进技术, 2021, 42(3):481-487. (MA Qian-rong, ZHOU Jie, QIU Qian, et al. Thrust Difference Analysis of Engine Altitude Test under Choking Condition[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(3):481-487.)

1 引言

直连式高空模拟试验是获取发动机空中工作性能的主要手段,它通过模拟发动机空中飞行条件下进口总温、总压和排气环境压力进行试验。排气环境压力的建立与抽气能力密切相关,抽气能力需求越大,试车成本越高。航空航天未来发展的重要方向之一是空天融合。为满足超声速巡航、空天入轨的要求,空天动力最大飞行马赫数通常不低于3.5、最大飞行高度不低于30km。随着飞行马赫数和高度的上升,抽气容积流量急剧增大,空天动力试验的最大抽气容积流量需求是国内现有最先进军用航空发动机的3~5倍,高空台气源系统目前难以满足包线边界区域的抽气能力需求。堵塞试验^[1-2]在升高排气环境压力 p_h (模拟飞行高度较实际工况低)条件下进行,可降低试验对抽气能力的需求。排气容积流量 $V_g = (W_g R_g T_g) / p_h$,其中, W_g, R_g, T_g 分别为排气扩压器内燃气的质量流量、气体常数和温度; V_g 越大,对抽气能力需求越大。

堵塞试验中,喷管落压比偏离真实工况下的落压比,国内外学者就落压比变化对喷管性能影响开展了相关的数值和实验研究。国外,Tetsuo Hiraiwa等^[3-4]的研究结果表明,过膨胀状态产生的激波可提升超声速冲压发动机喷管性能;Zudov等^[5]在优化轴对称二元喷管设计的工作中,开展了工作落压比范围内背压变化对喷管内部流动影响的数值仿真和实验研究;Hirschen等^[6]在喷管高超声速风洞实验测得的喷管压力分布和激波位置随落压比变化而不同。国内,余铭等^[7]的数值模拟结果为在欠膨胀状态,拉瓦尔喷管的推力系数随落压比增大显著减小;余敏等^[8]、张修峰等^[9]利用CFD软件研究了拉瓦尔喷管内压力分布和激波位置随背压的变化情况,张修峰等还开展了验证实验^[9],其结果与数值模拟的一致。由这些研究结果可知,拉瓦尔喷管内气流流动特性会随排气环境压力变化而变化。

为确认堵塞技术可否应用于发动机高空模拟试验中,郭昕等^[1]、刘志友等^[2,10]就喷管内气流流动特性变化对推力影响及其修正方法进行了理论分析与试验研究。郭昕等^[1]的研究表明,该技术可应用于带收敛喷管发动机的高空模拟试验中,且已建立的推力确定与修正方法^[11]是适用的;基于高度对发动机地面试验性能影响研究成果^[10],刘志友等^[2]提出了带拉瓦尔喷管发动机排气环境压力大偏差下试验推力的确定与修正方法,其适用条件为同温层内飞行状态

点。在堵塞技术应用研究上,虽已取得较多成果,但试验研究大多集中在排气环境压力变化对推力影响规律性分析上,未深入研究推力差异的影响因素及其影响量。本文选择带拉瓦尔喷管涡扇发动机,在不同排气环境压力条件下完成了堵塞对发动机推力影响的试验研究,重点分析了试验喷管总推力差异的影响因素,提出了主要影响因素对试验推力影响量的估算方法,并给出了影响量计算结果。本研究结果对建立堵塞条件下发动机试验推力修正方法具有重要意义,从而有助于提高堵塞条件下发动机试验推力评估的准确性。

2 试验用发动机与设备

研究用发动机为带拉瓦尔喷管的双转子混合排气涡扇发动机,控制系统为全权限数字控制系统。非加力最大(ZJ)及以上状态的主控制计划为低压转子转速,同时受涡轮落压比限制;全加力最大(ZD)状态加力燃油流量为高压压气机出口压力和发动机进气总温的函数。发动机喷管出口面积根据发动机不同工况下喷管扩张段内、外壁面压差自动平衡确定,同时受最大机械极限位置限制。

试验在直连式高空台(布局示意图如图1所示)上进行。该高空台主要由供抽气系统、试验舱系统和测试系统等组成。供气系统用于建立发动机进口总温、总压条件,抽气系统用于建立喷管排气环境压力(试验舱压力),试验发动机安装在试验舱内推力台架上,发动机测试系统由测试仪器仪表、试验信息综合系统等组成,用于压力、温度、推力、燃油流量、空气流量等参数测量,以及试验数据的实时采集储存和处理分析等。

3 试验结果及分析

3.1 高空模拟试验喷管总推力

涡扇发动机高空模拟试验推力确定与相似换算修正方法详见参考文献[12-13]。

3.1.1 试验推力确定方法

根据涡扇发动机高空台试验原理,推力控制体如图2绿色虚线所示。

规定力的方向与气流方向一致为正,则控制体内流体的动量方程可写为

$$p_{s, in} A_{in} + F_{in, r} - p_{s, 9} A_9 = W_{g, 9} v_9 - W_{a, in} v_{in} \quad (1)$$

式中 $p_{s, in}, A_{in}, v_{in}$ 分别为推力控制体进口气流静压、截面面积、气流速度; $p_{s, 9}, A_9, v_9$ 分别为发动机喷管出口气流静压、截面面积、气流速度; $W_{a, in}, W_{g, 9}$ 分别为

发动机进口空气流量和燃气流量, $F_{in,r}$ 为控制体作用在流体上的力。

发动机工作在稳定状态, 作用在推力控制体轴向上的合力为零, 则有

$$p_{s, seal} A_{seal} + (F_{Psch} + F_f) + (F_m + F_d) - F_{in} = 0 \quad (2)$$

式中 $p_{s, seal}$ 为来流作用在篦齿前端面的压力, A_{seal} 为篦齿前端面面积, $p_{s, seal} A_{seal}$ 为来流作用在篦齿前端面的力, 设为 F_{seal} ; F_{Psch} , F_f 分别为试验舱次流作用在控制体外表面的压力和摩擦力的轴向分量, F_{Psch} 与 F_f 设为 F_{out} ; F_m 为测力称示值, F_d 为试验舱次流作用在发动机测试管线、安装架上的阻力的轴向分量; F_{in} 为控制体内流体作用在控制体上的力, F_{in} 与 $F_{in,r}$ 是一对作用力与反作用力。假设试验舱内压力 p_{sch} 均匀, F_{Psch} 按式(3)计算。

$$F_{Psch} = p_{sch}(A_9 - A_{in} - A_{seal}) \quad (3)$$

将 F_f 与 F_d 之和定义为试验舱内次流引入的附加推力 ΔF , 联立式(1)~(3), 整理后导出试验喷管总推力 F_g 的计算式为

$$\begin{aligned} F_m + W_{a, in} v_{in} + (p_{s, in} - p_{sch}) A_{in} + \\ (p_{s, seal} - p_{sch}) A_{seal} + \Delta F = \\ W_{g, 9} v_9 + (p_{s, 9} - p_{sch}) A_9 = F_g \end{aligned} \quad (4)$$

ΔF 一般在试验前通过专项试验测定。

3.1.2 试验推力修正方法

为了便于比较, 通常采用相似换算对试验推力进行修正后得到目标工况条件下的结果。喷管总推力 F_g 除以发动机进口总压试验值 p_{t1} 后进行变换, 有

$$F_g = W_{g, 9} v_9 + (p_{s, 9} - p_{sch}) A_9 = \frac{p_{t9}}{p_{t1}} \pi (Ma_9) (k_9 Ma_9^2 + 1) A_9 - \frac{p_{sch}}{p_{t1}} A_9 \quad (5)$$

式中 p_{t9} , Ma_9 , k_9 分别为发动机喷管出口气流总压、马赫数、比热比。

当发动机内流满足流动相似假设条件时, Ma_9 , p_{t9}/p_{t1} 等于常数; 进气总压和总温模拟为小偏差时, 可认为气体热物性不变, 则 k_9 近似为常数。则有

$$\frac{F_g}{p_{t1}} + \frac{p_{sch}}{p_{t1}} A_9 = \frac{p_{t9}}{p_{t1}} \pi (Ma_9) (k_9 Ma_9^2 + 1) A_9 = \text{const} \quad (6)$$

将换算基准条件参数和试验条件参数分别代入式(6), 整理可得试验喷管总推力相似换算值 $F_{g,r}$ 的计算式如下

$$F_{g,r} = \frac{p_{t1,r}}{p_{t1}} F_g + \left(\frac{p_{t1,r}}{p_{t1}} p_{sch} - p_h \right) A_9 \quad (7)$$

式中 $p_{t1,r}$, p_h 分别为换算基准条件下发动机进气总压和排气环境压力。

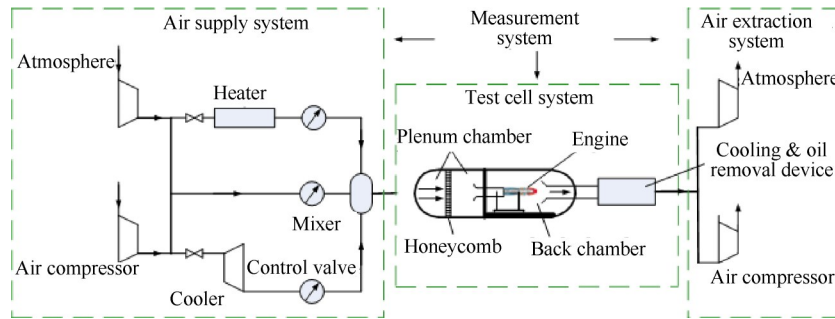


Fig. 1 Configuration sketch of ATF

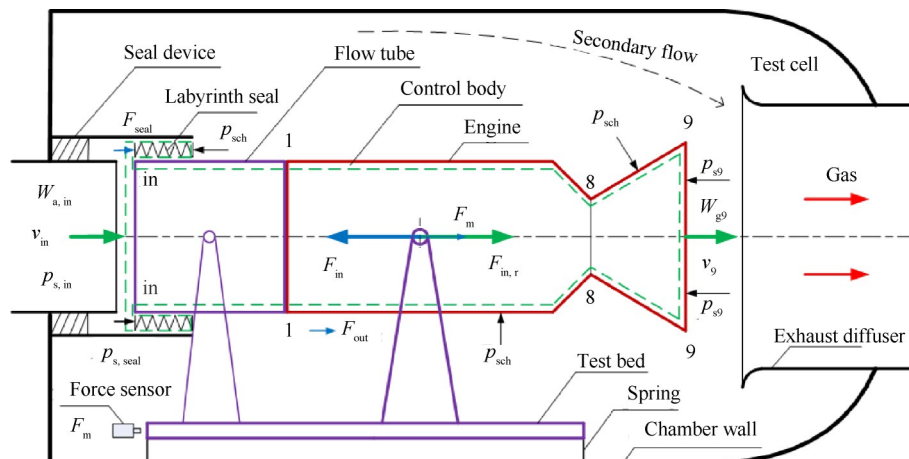


Fig. 2 Schematic diagram of measuring test thrust

3.2 试验工况与结果

3.2.1 试验工况

试验共进行3次。通过改变试验舱压力(即发动机喷管排气环境压力),在表1的4组试验工况下录取了发动机的稳态性能,发动机控制计划和其余试验条件相同;表中 $p_{sch,id}$ 为堵塞试验研究模拟目标值。表1中用Test No.表示工况点(Case)性能录取所在的试验次数;用Record sequence和Record number分别表示试验性能录取的顺序及其对应试验舱压力下的记录次数。

3.2.2 试验结果

对试验测取的36次结果进行分析,考虑热平衡时间和模拟条件变化等的影响后,选取用于推力影响分析的试验结果差异见表2。试验结果差异包括:高压转子相似换算转速差异 $\Delta n_{H,rs}$,空气流量、燃油流量、喷管总推力、高压压气机出口总压、低压涡轮后燃气总温相似换算值的相对差异 $\delta W_{a,r}$, $\delta W_{f,r}$, $\delta F_{g,r}$, $\delta p_{s3,r}$, $\delta T_{t5,r}$,以及喷管喉道截面和出口截面面积相对差异 δA_8 , δA_9 。表中还给出了试验条件变化,包括试验舱压力 p_{sch} 和发动机进口总温、空气流量测量截面总压的相对变化量 δT_{t1} , δp_{t1} ,其中,变化量以各工况最低 p_{sch} 下测取的试验结果为基准,工况1~4的最低 p_{sch} 分别为12.31,12.43,12.91,13.79kPa。

分析表中数据及试验结果可知:

(1)在不同 p_{sch} 下,工况1的发动机性能与流路参数差异相对较大;工况2,3除 F_g 和 A_9 外其余参数差异相对均较小;工况4喷管出口均处于最大机械限位位置,发动机性能与流路参数差异均较小。

(2)工况1~4的 $\delta F_{g,r}$ 最大值分别为6.24%,3.93%,4.95%,0.59%。

3.3 试验推力差异分析

3.3.1 试验推力影响因素分析

开展堵塞对发动机推力影响的高空台试验时,喷管总推力受如下几个因素的影响:

(1)发动机转速。喷管推力主要取决于发动机运行状态,高低压转子换算转速越高或加力燃油流量越多,喷管出口气流冲量越大,则喷管推力越大。

(2)模拟偏差修正方法。不同次记录数据获取的试验条件一般都存在或多或少的差异,需采用适当修正方法对测试性能参数进行处理。通常情况下,在某些特定假设条件成立时修正方法才能表达为显式函数关系,故修正计算公式有适用范围。堵塞试验时,发动机排气环境压力与目标工况存在较大差异,修正方法适用性变差会影响修正结果。

(3)喷管扩张段内流场特性变化。喷管扩张段内气流流场可分成两部分考虑,即靠近内壁面附近

Table 1 Experiment cases under choking condition

Case	$p_{t1,r}/\text{kPa}$	$T_{t1,r}/^\circ\text{C}$	p_h/kPa	$T_{t1}/^\circ\text{C}$	$p_{sch,id}/\text{kPa}$	State	Test No.	Record sequence	Record number
1	149.0	116.7	12.4	115.5	12.5, 15.0, 18.0, 22.5	ZJ	1	12.5→15.0→18.0→22.5	2-2-2-2
2	149.0	116.7	12.4	132.7	12.5, 15.0, 18.0, 22.5	ZJ	1	22.5→18.0→15.0→12.5	2-2-2-2
3	122.2	116.7	17.9	116.7	12.9, 17.8, 22.6	ZJ	3	17.8→12.9→22.6→17.8	3-1-1-1
4	122.2	116.7	17.9	116.7	13.8, 17.8, 22.6	ZD	2,3	17.8, 17.8→13.8→22.6	5,3-3-3

Table 2 Experiment result differences under various p_{sch}

Case	p_{sch}/kPa	$\Delta n_{H,rs}/\%$	$\delta W_{a,r}/\%$	$\delta W_{f,r}/\%$	$\delta F_{g,r}/\%$	$\delta p_{s3,r}/\%$	$\delta T_{t5,r}/\%$	$\delta T_{t1}/\%$	$\delta p_{t1}/\%$	$\delta A_8/\%$	$\delta A_9/\%$
1	15.11	0.41	0.83	1.72	1.85	1.87	1.90	-0.01	0.03	-0.30	-0.21
	18.01	0.59	1.32	2.63	3.48	2.70	2.75	-0.06	-0.01	-0.42	-2.11
	22.89	0.66	1.62	3.08	6.24	2.99	3.01	0.01	-0.13	-0.57	-11.21
2	22.89	-0.13	-0.52	-0.70	3.93	-0.78	-0.74	-0.06	0.13	-0.38	-13.94
	18.00	-0.08	-0.35	-0.52	2.15	-0.44	-0.44	-0.05	0.09	-0.11	-6.28
	15.10	-0.04	-0.23	-0.26	0.60	-0.29	-0.26	-0.03	0.05	-0.04	-1.57
3	17.77	-0.09	-0.26	1.16	2.04	-0.35	-0.35	-0.35	-0.07	0.25	-4.43
	22.58	0.04	0.18	0.23	4.95	0.35	0.33	0.12	0.06	-0.29	-11.32
	17.79	0.09	0.34	0.69	2.46	0.67	0.71	0.12	-0.13	-0.25	-4.43
4	17.82	-0.09	-0.03	-0.63	-0.07	-0.61	-0.58	0.03	-0.09	0.73	0.02
	17.79	-0.09	-0.35	-0.44	-0.33	-0.63	-0.62	-0.17	-0.11	1.69	0.02
	22.63	0.01	0.03	-0.08	0.59	0.17	0.15	0.07	0.08	2.51	-0.62

区域的粘性流体和边界层、激波厚度之外的区域(常被称作“中心流区域”)的无粘定常流体。当喷管工作在超临界状态时,扩张段中心流区域为超声速流动,扰动向下游传播且只局限在马赫锥内,故发动机排气环境压力变化不会前传到喷管出口截面之前,堵塞不会影响喷管扩张段内中心区域的流场特性。在边界层和激波厚度内,由于粘性和热传导的存在,导致较大的速度梯度和温度梯度,近壁区必为亚声速流动,则排气环境压力变化将通过这些亚声速区域前传,从而或多或少影响扩张段内的流场特性。流场特性变化将影响喷管出口截面流量系数,不平性损失也略有变化,从而带来喷管推力变化。

(4)其它影响因素。试验推力还与热平衡时间、性能测取前所经历的功率状态等有关;喷管扩张锥角变化使得调节片之间的漏气量不同,发动机主机控制偏差使得内外涵流量分配改变,加力燃油流量控制偏差使得燃气温度改变等,都会带来喷管推力的变化。通过分析,认为这些因素带来的影响量相对较小,且设计试验方案时已考虑尽可能降低这些因素带来的影响,故文中未进行相应的影响量计算。

3.3.2 主要影响因素影响量估算方法

3.3.2.1 发动机转速影响量

结合研究发动机其余高空台试验结果,按高压转子折合转速每增加1%,喷管推力增加2.3kN,估算了工况1,2,3发动机ZJ状态转速变化对喷管总推力的影响量 $\Delta F_{g,1}$ 。

对于工况4, $p_{sch,id}=17.8\text{kPa}$ 时发动机主机状态和流路参数与 $p_{sch,id}=13.8\text{kPa}$, 22.6kPa 的略有差异,且 $\delta W_{f,r}$, $\delta p_{s3,r}$ 基本相当。工况4发动机ZD状态转速变化对喷管推力的影响量 $\Delta F_{g,1}$ 为主机状态差异影响量与加力燃烧室的燃油流量差异影响量 $\Delta F_{g,1,ab}$ 之和。主机状态差异影响量按上述ZJ状态的方法估算。根据喷管总推力与喷管进口总温、能量守恒条件下加力燃烧室进口与喷管进口参数之间的关系, $\Delta F_{g,1,ab}$ 可按式(8)估算。

$$\Delta F_{g,1,ab} = \frac{1}{2} \delta T_{i7} = \frac{1}{2} \frac{\eta_{ab} H_{\mu}}{c_{pg,7}} \frac{1}{W_{g7} T_{i7}} \Delta W_{f,ab} \quad (8)$$

式中 T_{i7} , $c_{pg,7}$, W_{g7} 分别为喷管进口燃气总温、定压比热容、质量流量, η_{ab} 为加力燃烧室燃烧效率, H_{μ} 为燃油低热值, $\Delta W_{f,ab}$ 为加力燃烧室燃油流量变化量。计算时根据ZJ状态和ZD状态燃油比值分配燃油流量变化量。

3.3.2.2 修正方法的影响量

工况1~4的发动机进气总温、总压差异较小,喷

管工作在超临界状态,故喉道截面之前流动可以认为是满足相似条件要求的,修正方法对 F_g 的影响量主要是 A_9 和喷管扩张段内流动变化引起的。

目标工况下参数用下标“re”表示,定义喷管喉道截面至出口截面的总压恢复系数为 σ_{8-9} ,则 $F_{g,r}$ 与 $F_{g,re}$ 的差异 $\Delta F_{g,2}$ 可写成

$$\Delta F_{g,2} = F_{g,re} - \left(\frac{p_{t1,r}}{p_{t1}} F_g + \frac{p_{t1,r}}{p_{t1}} p_{sch} A_9 - p_h A_9 \right) = p_{t8,re} \sigma_{8-9,re} \pi (Ma_{9,re}) (k_{9,re} Ma_{9,re}^2 + 1) A_{9,re} - p_{t8,re} \sigma_{8-9} \pi (Ma_9) (k_9 Ma_9^2 + 1) A_9 + p_h (A_9 - A_{9,re}) \quad (9)$$

式中 $p_{t8,re}$ 为目标工况下喷管喉道气流总压。

假设喷管扩张段内为绝热流动,且燃气气体常数 R 保持不变,由流量连续定理关联喷管喉道与出口截面燃气流量,经整理有

$$\frac{A_9}{A_8} = \frac{C_{A_8}}{C_{A_9}} \frac{1}{\sigma_{8-9}} \sqrt{\frac{k_8}{k_9}} \left(\frac{2}{k_8 + 1} \right)^{\frac{k_8 + 1}{2(k_8 - 1)}} \cdot \frac{1}{Ma_9} \left(1 + \frac{k_9 - 1}{2} Ma_9^2 \right)^{\frac{k_9 + 1}{2(k_9 - 1)}} \quad (10)$$

式中 A_8 , C_{A_8} , k_8 分别为喷管喉道截面的面积、流量系数、比热比, C_{A_9} 为喷管出口截面的流量系数。

当喷管喉道截面总温 T_{t8} 和 A_8 不变时, C_{A_9} , k_9 和 σ_{8-9} 均是 Ma_9 的函数,故 Ma_9 与 A_9 为单值函数。此时, $\Delta F_{g,2}$ 只与 A_9 变化相关。对于工况4,由于 A_9 在不同 p_{sch} 条件下均处于最大机械限位位置,故3.2节的修正是适用的, $\Delta F_{g,2}=0$ 。

式(9)中的修正方法对推力的影响量 $\Delta F_{g,2}$ 由 $\Delta F_{g,m1}$ 和 $\Delta F_{g,m2}$ 组成,估算如下

$$\begin{cases} \Delta F_{g,m1} = -p_{t8,re} \sigma_{8-9} \pi (Ma_9) (k_9 Ma_9^2 + 1) A_9 + p_{t8,re} \sigma_{8-9,re} \pi (Ma_{9,re}) (k_{9,re} Ma_{9,re}^2 + 1) A_{9,re} \\ \Delta F_{g,m2} = p_h (A_9 - A_{9,re}) \end{cases} \quad (11)$$

$\Delta F_{g,2m}$ 可利用不同 p_{sch} 下试验测得的 A_9 直接计算。由于基准状态的 p_{sch} 与目标工况的 p_h 差异很小,则此时 A_9 与 $A_{9,re}$ 差异也很小,用 p_{sch} 和 p_h 计算得到的 $\Delta F_{g,2m}$ 差异也很小,最大差异仅6N。 $\Delta F_{g,m1}$ 确定比较困难,其不仅受气流参数 p_{t7} , T_{i7} 等的影响,而且 C_{A_9} , k_9 , σ_{8-9} 与 Ma_9 之间的函数关系也是非线性的。本文提出下述方法进行近似估算:

(1)确定喷管扩张段气流速度系数 φ_e 。 φ_e 由摩擦损失 φ_f 、激波损失 φ_{chock} 和气流不平性损失引起的速度系数 φ_{λ} 组成,通常表示为三者的乘积,即 $\varphi_e =$

$\varphi_i \varphi_{\text{chock}} \varphi_A$ 。由面积比 A_9/A_8 和喷管扩张段半锥角 β 变化范围选取 $\varphi_f^{[14]}$, 假设试验时喷管内激波损失保持不变选取 φ_{shock} , 按充分发展源流近似估算 φ_A , 即 $\varphi_A = (1 + \cos\beta)/2$ 。

(2) 利用流路参数、燃气流量、推力的测试值估算不同 p_{sch} 下 8, 9 截面参数和 $\sigma_{5-8}, \sigma_{8-9}$ 。试验考虑了变比热的影响^[15], 计算结果的有效性评估参考设计方提供的发动机仿真值。

(3) 按式(6)第一个等式计算 $\Delta F_{g, m1}$ 。

3.3.2.3 喷管扩张段流场特性变化的影响量

为确定喷管扩张段气流流场特性变化对喷管推力的影响量, 利用自编的一维管流程序研究了喷管可用落压比 $\pi_{\text{noz, av}}$ ($\pi_{\text{noz, av}} = p_{17}/p_h$)、面积比 A_9/A_8 、内部损失(速度系数 φ_e)、喷管进口总温 T_{17} 和总压 p_{17} 、油气比 f 等对喷管推力损失系数 ΔC_{Fg} 的影响, 结果如图 3~4 所示, 该结果的变化规律与参考文献[16]的一致。图 3 中 D_8, D_9 分别为喷管喉道截面和出口截面直径, 图 4 中下标“ref”表示根据试验参数评估得到的参考值。

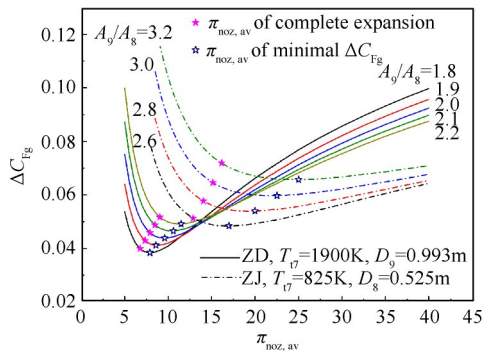


Fig. 3 ΔC_{Fg} changes with $\pi_{\text{noz, av}}$ and A_9/A_8

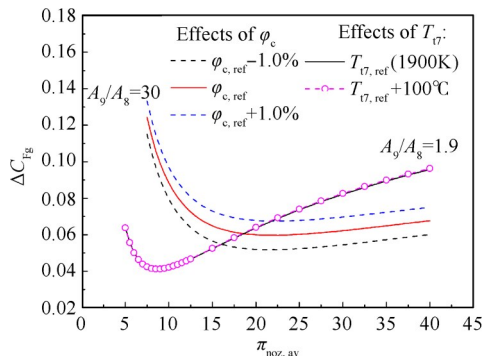


Fig. 4 Effects of T_{17} and φ_e on ΔC_{Fg}

研究表明, 给定 A_9/A_8 时, ΔC_{Fg} 基本不随 T_{17} , p_{17}, f 变化而变化, 故本文提出: 试验条件下获得的推力系数 C_{Fg_test} 偏离理论推力损失系数 C_{Fg} 线的差异, 即可认为是喷管扩张段内流动特性变化的影响量。估

算方法如下:

(1) 根据试验测试值评估值 A_9/A_8 和 f , 计算获得 C_{Fg} 随 $\pi_{\text{noz, av}}$ 的变化曲线。

(2) 计算工况 1~4 在不同 p_{sch} 下的 C_{Fg_Test} 。计算方法与确定影响量 $\Delta F_{g, m1}$ 的相似; 同一试验工况按喷管喉道截面前气流相似处理, $\varphi_i, \varphi_{\text{chock}}, \sigma_{5-8}$ 保持不变; 适当考虑发动机转速变化对 T_{17} 的影响。

(3) 计算工况 1~4 不同 p_{sch} 下 C_{Fg_test} 偏离 C_{Fg} 引入的推力变化量 $\Delta F_{g, 3}$ 。

3.3.3 主要影响因素影响量估算结果

堵塞条件下试验喷管总推力相对差异 $\delta F_{g, r}$ 和发动机转速、模拟偏差修正方法、喷管扩张段气流流态对试验推力的相对影响量 $\delta F_{g, 1}, \delta F_{g, 2}, \delta F_{g, 3}$, 以及扣除这三项因素影响后试验喷管总推力的相对差异 $\delta F_{g, rc}$ 和同工况下剩余总推力最大差异 $\delta F_{g, rc, max}$ 见图 5, 图中相对差异和影响量以同工况中最低 p_{sch} 测得的喷管总推力值为基准。

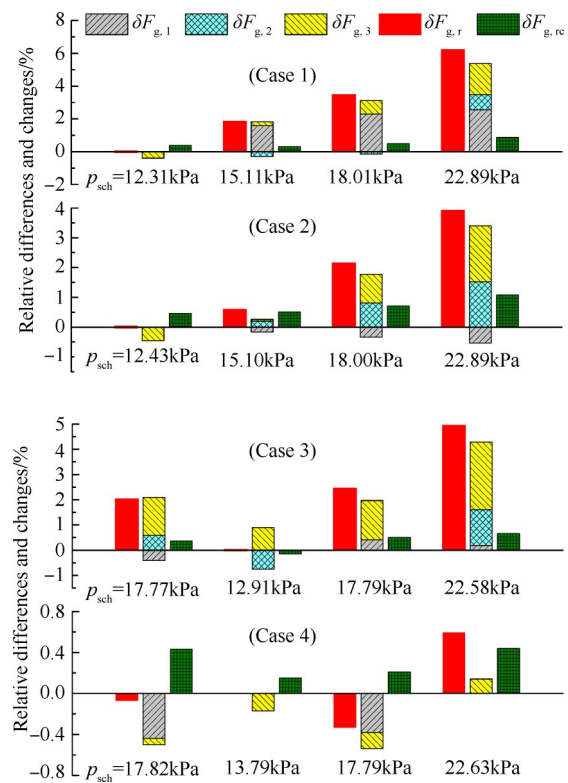


Fig. 5 Test thrust relative differences and changes

由分析数据可知:

(1) 扣除影响量 $\delta F_{g, 1}, \delta F_{g, 2}, \delta F_{g, 3}$ 后, 工况 1~4 的发动机推力差异大幅度减小, 最大差异分别降低至 0.55%, 0.62%, 0.80%, 0.29%。

(2) 喷管出口不位于机械限位位置时, 发动机转速变化较小的工况 2, 3, 相似换算修正方法和扩张段

流动特性变化的影响量大致相当,占总差异的40%左右。

(3)扣除 $\delta F_{g,1}$ 后,按相似修正方法获得的喷管推力换算值 $\delta F_{g,12}$ 随堵塞程度的加重(排气环境压力升高)呈增大趋势;喷管出口不位于机械限位位置的ZJ状态时更明显。其中,第3组工况(ZJ状态)变化最明显, p_{sch} 从12.9kPa升高到22.6kPa,推力增大3.33%。第4组喷管出口位于机械限位位置时, p_{sch} 从13.8kPa升高到22.6kPa,推力增大仅0.59%。

4 结 论

通过改变喷管排气环境压力,在高空台开展某型带拉瓦尔喷管的涡扇发动机4组工况的堵塞试验研究,对获得的数据进行分析得到如下结论:

(1)工况1~4获得的试验总推力均存在一定差异,最大相对差异达到6.2%。

(2)试验总推力差异主要与发动机转速差异、试验推力修正方法不适用和喷管扩张段流动特性变化有关,扣除这些因素带来的影响量后,总推力的最大差异降低至0.8%。

(3)发动机转速保持不变时,试验总推力相似换算值随堵塞程度的加重(喷管排气压力升高)呈增大趋势,喷管出口不位于极限限位位置的状态时更明显,最大差异达到3.3%。

(4)喷管出口不位于机械限位位置时,若ZJ状态发动机转速基本不变,相似换算修正方法和扩张段流动特性变化的影响量大致相当。

致 谢:感谢国家科技重大专项的资助。

参考文献

- [1] 郭 昕,刘志友. “堵塞”技术在发动机高空模拟试验中的应用研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(5): 593-598.
- [2] 刘志友,侯敏杰,龚小琦. 环境压力大偏差条件下拉瓦尔喷管发动机高空推力的确定[J]. 航空动力学报, 2006, 21(3): 610-614.
- [3] Tetsuo Hiraiwa, Sadatake Tomioka, MUneo Izumikawa,

et al. Performance of a Scramjet Nozzle in Hypersonic Flight Conditions[R]. AIAA 95-2579.

- [4] Tetsuo Hiraiwa, Sadatake Tomioka, Shuuichi Ueda, et al. Performance Variation of Scramjet Nozzle at Various Nozzle Pressure Ratios[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1995, 11(3).
- [5] Zudov V N, Lokotko A V, Rylov A I. Numerical and Experimental Investigation of Two-Dimensional Asymmetric Nozzles[R]. AIAA 96-3141.
- [6] Hirschen C, Gülhan A, Beck W H, et al. Experimental Study of a Scramjet Nozzle Flow Using the Pressure-Sensitive-Paint Method[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(4).
- [7] 余 铭,刘友宏. 轴对称收-扩喷管内外流场一体化数值模拟[J]. 科学技术与工程, 2011, 11(32): 25-28.
- [8] 余 敏,胡卓焕. 喷管通道内气体流动特性的数值模拟[J]. 上海理工大学学报, 2005, 27(5): 447-450.
- [9] 张修峰,杨 立,宋智勇. 喷管通道内气体流动特性的实验分析与数值模拟[J]. 机电工程技术, 2010, 39(4): 25-28.
- [10] 刘志友,侯敏杰,马前容. 高度对航空发动机地面试验性能的影响[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 381-385.
- [11] HB 6213-1989, 涡喷涡扇发动机高空模拟试验性能修正规范[S].
- [12] 刘志友. 高空模拟试验中发动机推力的确定与应用[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2005, 18(3): 1-5.
- [13] 侯敏杰. 高空模拟试验技术[M]. 北京:航空工业出版社, 2014.
- [14] 廉小纯,吴 虎. 航空燃气轮机原理[M]. 北京:国防工业出版社, 2000.
- [15] 王占学,王建峰,唐狄毅. 变热容对喷管流场和性能影响的计算[J]. 推进技术, 2000, 21(4): 60-62. (WANG Zhan-xue, WANG Jian-feng, TANG Di-yi. Calculation for Effect of Variable Specific Heat Capacity on Nozzle Flow Field and Performance[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2000, 21(4): 60-62.)
- [16] IO. H. 聂加耶夫, P. M. 费多洛夫合著,姜树明译. 航空燃气涡轮发动机原理[M]. 北京:国防工业出版社, 1984.

(编辑:张 贺)