

吸波导流体对某型涡扇发动机性能的影响

张百灵, 桑增产, 李 军, 江 勇, 张发启, 孔卫东, 陈 恒
(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要:进行了吸波导流体和发动机的联合试验,在进行进气流场畸变试验的基础上,建立了一个合理的联合试验方法和稳定性检测方法。通过对试验数据的计算分析,发现吸波导流体对发动机流场及性能的影响都很小。该试验对发动机隐身技术的研究提供了支持。

关键词:航空发动机;吸波导流体;发动机隐身

中图分类号:V23 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2004)02-0016-04

隐身技术作为一种尖端军事技术日益受到人们的重视,而飞行器的隐身更是各军事强国竞相追逐的目标。作为飞行器的强散射源之一,进气道的隐身成为飞行器隐身的首要课题之一。为了较大幅度地降低常规飞行器的雷达散射面积,对进气道必须考虑气动与隐身两方面的要求,精心设计和采取特殊的技术措施。如美国隐身轰炸机“B-2”在进气道内采用了吸波的碳-碳材料,隐身战斗机F-117A发动机进气口采用了涂吸波涂层的护栅,美国的在研飞机“F-22”,一方面充分利用机身和机翼的屏蔽作用,改善进气道在俯仰或侧滑飞行条件下的气动性能;另一方面采用进口双斜切、管道内涂吸波材料或加装导流板,进气道呈S形弯道等措施以降低进气道的雷达散射面积。然而进口双斜切造成了地面起飞时切角上部流动分离和出口截面上明显的单涡旋流、流动畸变大和总压恢复低等不良影响。因此,寻求既具有很好的隐身效果,又不影响进气道性能的措施意义重大^[1]。

进气道是飞机推进系统的重要组成部分,其工作性能的优劣将直接影响到发动机的工作性能和可靠性^[2-3]。同时它的隐身可以较大幅度地降低飞机的雷达散射面积,减小被敌方发现、跟踪和攻击的可能性,对提高作战飞机的生存力意义重大。根据某研究所提出的吸波导流体与某涡扇发动机地面联合试验要求,本文给出了在进气道内加装吸波导流体前后发动机流场和性能方面的变化情况。

1 实验设备及测量系统

实验主要由吸波导流体(及其系统)和流场测量与分析系统两大部分组成。

吸波导流体及其系统:主要由等直径进气筒体、吸波导流筒体、静压测量导流体和安装环等部分组成。等直径进气筒体设计为3段,吸波导流体距发动机进口截面的长度 L_1 和测量截面与发动机进口的距离 L_2 这两个参数可以根据试验要求而改变。

吸波导流筒体由等直径进气筒体、导流板和内筒体组成,导流板固定在内外筒体之间,在导流板上布置着30个静压孔测点。

流场测量与分析系统:主要由总压测量耙、传感器、VXI数采系统、畸变流场分析与处理软件等部分组成。

在吸波导流筒体和发动机之间安装着周向均匀分布的“水”字型6支总压测量耙,每支测量耙上包括稳态总压测量点和动态总压测量点两部分,其中稳态压力传感器30只、微型动态压力传感器6只,通过VXI总

收稿日期:2003-04-03

基金项目:军队科研基金资助(HX10105)

作者简介:张百灵(1966-),男,陕西乾县人,副教授,主要从事航空宇航推进理论与工程研究;

李 军(1962-),男,河南郑州人,教授,主要从事航空宇航推进理论与工程研究。

线技术的数据采集系统采集压力信号和发动机在不同状态下的测量参数。

2 试验过程及数据处理

1) 在未安装吸波导流体的条件下试车, 录取发动机在各试验状态转速下的参数, 测量并记录发动机遭遇加速过程的参数变化。

2) 测试发动机进口截面总压和静压值。

3) 在安装吸波导流体的条件下试车, 录取发动机在各试验状态转速下的参数 ($N_1 = 65\%、70\%、75\%、80\%、82\%、87\%、90\%、95\%、97\%$, 每个工作状态发动机工作 5 min 后录取参数)。测量并记录发动机遭遇加速过程的参数变化。

4) 测试发动机进口截面总压、静压值和不同转速下吸波导流体叶片表面静压值。

5) 进行发动机加速性(慢车到最大)、减速性(最大到慢车)检查和最大状态工作 10 min 可靠性考核试验。

流场畸变计算采用文献[4]使用的畸变指数处理方法 $W = \Delta\bar{\sigma} + \varepsilon$ 。式中: W 表征发动机(压气机)进口流场总的畸变程度, 即综合畸变指数; $\Delta\bar{\sigma}$ 是进口流场总压的周向不均匀度, $\Delta\bar{\sigma} = \left(1 - \frac{\sigma_{LPAV}}{\sigma_{AV}}\right) \times 100\%$; ε 是在进口相对直径 0.9 处沿周向平均的总压脉动强度。另外也计算了表征稳态总压场不均匀度的稳态畸变指数 \bar{D} , 其中 $\bar{D} = \frac{\bar{P}_{1max}^* - \bar{P}_{1min}^*}{P_1^*}$ 。

发动机性能参数的数据处理按发动机试车参数整理说明书进行, 参数处理时考虑了大气温度、大气压力变化对发动机性能的影响。当尾喷口临界截面面积为常数时, 按照气动相似理论导出的公式将发动机主要参数换算到标准大气条件, 对某些参数要考虑空气和燃气比热随温度变化的修正系数。

$$R_{NP} = R \frac{1.01325}{P_0} K_R$$

$$G_{TNP} = G_T \frac{1.01325}{P_0} K_{GT} \sqrt{\frac{288}{t_0 + 273}}$$

$$\pi_{K\Sigma NP}^* = \pi_{K\Sigma}^* \pi_{KCAV}^*$$

$$t_{iNP} = (t_i + 273) \frac{288}{t_0 + 273} - 273$$

式中: K_R 、 K_{GT} 和 π_{KCAV}^* 为考虑空气和燃气比热随温度变化时推力、燃油流量和总增压比的修正系数。

3 试验结果分析

试验结果分析包括稳态总压场不均匀度分析、综合畸变指数的变化规律分析、进气道总压恢复系数和发动机性能参数随低压转子换算转速变化关系分析。结果如下:

3.1 稳态总压场不均匀度分析

稳态总压场不均匀度畸变指数随低压转子换算转速变化关系见图 1(图 1~图 7, 空心圆点代表无导流体, 实心圆点代表有导流体)。由图 1 可知, 不管装与不装吸波导流体, 稳态畸变指数都非常小。尽管如此, 加装吸波导流体后稳态畸变指数还是有所增加, 但增加的幅度并不大, 比加装前最大状态的稳态畸变指数仅提高了 0.032, 可以说加装吸波导流体前、后稳态畸变指数基本上没有变化。至于加装前小转速范围的不均匀度波动, 这与进气道与发动机的共振有关, 因为此时进气道悬空长达 2 000 mm, 试车时明显听到了共鸣声, 并伴随着油门杆的抖动。加装吸波导流体后, 对进气道进行了加固处理, 此现象消失。

3.2 综合畸变指数的变化规律

发动机综合畸变指数随低压转子换算转速变化关系见图 2。由图 2 可知, 随着换算转速的增大, 加装吸波导流体后发动机综合畸变指数 W 是增加的, 而加装吸波导流体前发动机综合畸变指数 W 基本上保持不变, 约为 0.13。可以看出, 加装吸波导流体后发动机综合畸变指数 W 是增加了, 最大值为 1.101, 但增加的

幅度并不大,比加装前的最大状态仅仅提高了 0.971,这与该型发动机最低临界畸变指数 16.5(最大临界畸变指数为 26)相比,可以忽略不计。另外从试验结果发现,加装吸波导流体前后动态紊流度基本保持不变,约为 0.001,由综合畸变指数定义 $W = \Delta\sigma + \varepsilon$ 可知,此时的综合畸变指数实际上也代表了周向不均匀度。

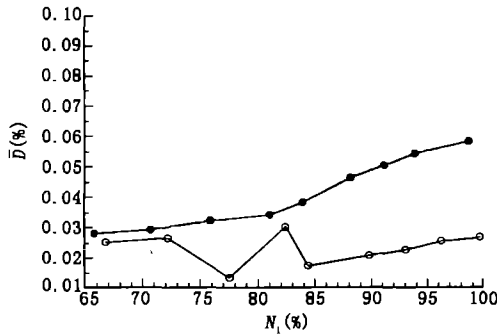


图 1 稳态畸变指数与低压转子转速关系曲线

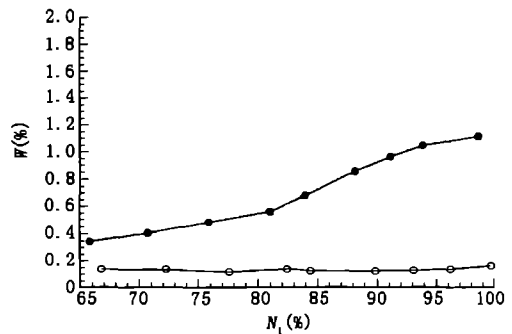


图 2 综合畸变指数与低压转子转速关系曲线

3.3 进气道总压恢复系数及性能参数随低压转子换算转速变化的关系曲线

进气道总压恢复系数随低压转子换算转速变化的关系曲线见图 3。由图 3 可知,随着换算转速的增大,加装吸波导流体前,进气道总压恢复系数基本上保持不变,约为 0.995。加装吸波导流体后进气道总压恢复系数略有减小,在最大状态由 0.993 减小到 0.985,减小量约为 0.81%,如此小的减小量对发动机性能基本上没有影响。图 4 为加装吸波导流体前、后推力随低压转子换算转速变化曲线,总的来说,加装吸波导流体后推力稍有降低,但变化量很小,最大为 1.2%。同样,从其它性能参数如空气流量、增压比和排气温度也可以说明这一点。图 5、图 6 和图 7 分别为空气流量、增压比和排气温度随低压转子换算转速变化曲线,可以看出,最大误差均小于 1.2%,符合发动机性能评定的指标要求。

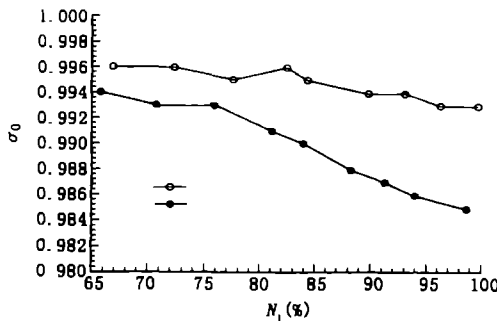


图 3 总压恢复系数与低压转子转速关系曲线

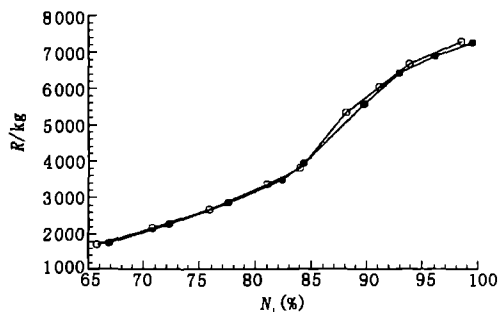


图 4 推力与低压转子转速关系曲线

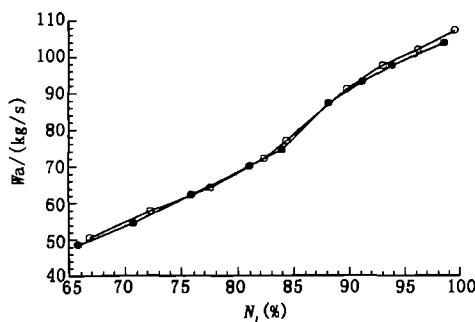


图 5 总增压比与低压转子转速关系曲线

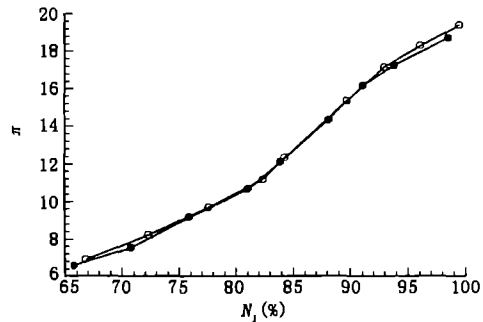


图 6 排气温度与低压转子转速关系曲线

4 结论

1) 实验采用的吸波导流体,在发动机试车台上经过发动机各状态的考核试验,尤其是 10 min 最大状态

的考核,证明该吸波导流体结构强度可靠、工程实用性强。

2) 实验发现加装吸波导流体前后,稳态总压场不均匀度、紊流度和发动机综合畸变指数,没有明显地变化,说明该吸波导流体对发动机流场影响很小。

3) 加装吸波导流体后,进气道总压恢复系数减小量很少,发动机性能参数推力、空气流量、增压比和排气温度在加装吸波导流体前后的误差均在 1.2% 以下,符合发动机性能评定指标要求,说明该吸波导流体对发动机性能影响很小。

4) 实验证明,在进气道内加装吸波导流体是完全可行的,即以较小的流场(稳态畸变指数和综合畸变指数)牺牲和性能

(推力、空气流量、增压比和排气温度)牺牲为代价而换取隐身性能,无疑是值得的。正象 F-22 原型机在设计时为了降低发动机尾部的红外特征而没有采用矢量喷管设计,不惜以牺牲飞机的机动性为代价,采用槽形尾喷管设计一样。本实验为我国飞行器隐身技术的进一步研究提供了强有力的实验支持。

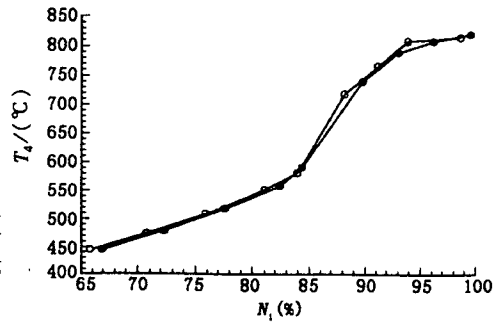


图7 排气温度与低压转子换算转速关系曲线

参考文献:

- [1] 梁德旺,郭荣伟. 格栅对进气道的气动性能和电磁散射特性的影响[J]. 航空学报,1998,19(5):21-24.
- [2] 王进,赵晓斌,陶增元. 基于稳定性考虑战斗机进气装置一体化设计分析[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2003,4(1):4-7.
- [3] 张百灵,李军,李晓勇. 某型涡扇发动机稳定性试验研究[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2003,4(6):14-16.
- [4] 刘大响,叶培梁. 俄罗斯的发动机进口流场畸变评定指南[J]. 燃气涡轮与试验研究,1994,(3):18-23.

(编辑:姚树峰)

Impact of Guide Vane Used for Wave Absorber on Turbofan Engine Performance

ZHANG Bai-ling, SANG Zeng-chan, LI Jun, JIANG Yong, ZHANG Fa-qi, KONG Wei-dong, CHEN Heng
(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710038, China)

Abstract: To study the influence of first vane made of unreflecting material on turbofan engine, a rational test method is proposed and realized and the test data are acquired. By analyzing the data, it is found that the influence is negligible. The test validates that the calculation is reasonable.

Key words: engine; guide vane used for wave absorber; engine-concealment