

文章编号:1000-8055(2012)03-0508-05

涡扇发动机全加力状态收油门过程中 分流环参数变化的飞行试验

史建邦, 姚尚宏, 王玲玲

(中国飞行试验研究院 发动机所, 西安 710089)

摘 要: 通过在飞行条件下对某型涡扇发动机端部厚度分别为 1.0 mm 和 1.5 mm 的分流环静压和变形量进行实时数据采集,得到了不同飞行高度、速度条件下,分流环内外壁面静压值以及分流环的变形量。结果表明:飞机在发动机全加力状态飞行时急收油门过程中,分流环内外壁面静压差值会产生急增,差值增量随飞行速度的增加而增加,分流环厚度越小,增量越大;分流环内外壁面压差是导致分流环变形的主要原因,并给出了该型分流环变形量随压差的变化关系。

关 键 词: 涡扇发动机; 分流环; 全加力状态; 变形; 飞行试验

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Transient performance of the splitter of turbofan engine from maximum to intermediate thrust in the flight

SHI Jian-bang, YAO Shang-hong, WANG Ling-ling

(Engine Department, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: A flight test has been performed on turbofan engine to get the splitter's static pressure and distortion with lip width of 1.0 mm and 1.5 mm from different flight altitudes and velocities. The data show that during the process from maximum rating to minimum augmentation rating, the static pressure difference between the splitter's inner and outer face will become larger, the quicker of the velocity and the thinner of the splitter, the increase of the pressure difference become faster; the data still show that the pressure difference plays an most important role in the splitter's distortion, the relationship curve between distortion and the pressure difference has been given in this paper.

Key words: turbofan engine; splitter; maximum rating; distortion; flight test

分流环作为涡扇发动机内部的一个重要部件,对发动机内外涵空气流量的分配以及发动机的性能都有着重要的作用,文献[1-3]对分流环的端部形状和位置及不同的分流比对风扇性能的影响进行了一些研究,认为钝头形状的分流环由于对来流攻角不敏感可以改善分流环周围的流动状况;轴向前移分流环及分流环端部中弧线上翘都会使整体性能有所改善;不同的分流比对风扇和内涵的性能影响不大,对内涵性能影响明显;文献

[4-10]分别采用不同的数值模拟的方法对风扇/增压级内外涵的流场进行了研究,得出了一些有意义的结果,文献中研究内容都是采用数值计算的方法对分流环进行稳态流场的计算,侧重点在于分流环的参数改变对于发动机性能的影响,而对于影响分流环变形等因素的研究较少,而且很少有试验结果,文献[11]虽然对所设计的风扇/增压级进行了部件试验,但由于风扇/增压级在整机上试验条件和发动机状态的变化多样,试验结果

收稿日期:2011-05-06; 修订日期:2011-12-23

作者简介:史建邦(1972—),男,陕西大荔人,高级工程师,硕士,研究方向为航空动力装置飞行试验。

并不能完全反映风扇/增压级在工作中的性能.文献[12]对 F100 发动机的风扇出口分流环的位置进行了数值和试验方面的研究,研究了不同位置的分流环对发动机进口畸变的响应能力,侧重点在发动机进口对分流环性能的影响.

本文针对某型涡扇发动机分流环,采用飞行试验的方法,研究了在全加力状态收油门到小加力过程中不同端部厚度分流环参数的变化情况.

1 试验对象及测量方案

1.1 分流环简介

分流环是将从低压风扇来的空气分成内涵气流和外涵气流的装置,如图 1 所示.它是由 6 块扇形块组成,扇形块两侧用紧度配合的止扣与中介机匣上的支板联接连成一个圆形整体,后端用螺钉与高压机匣联接,分流环截面形状如图 2 所示.

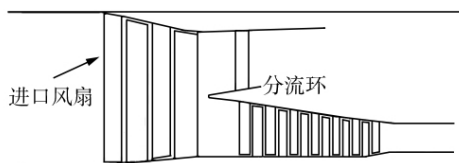


图 1 分流环结构示意图

Fig. 1 Structure of the splitter

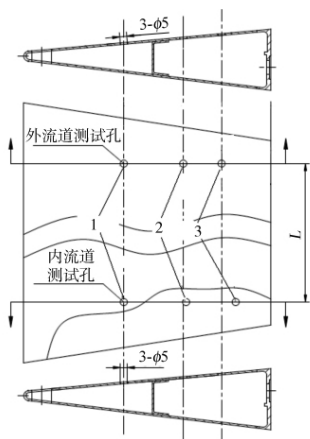


图 2 分流环截面示意图

Fig. 2 Detail of the splitter section

分流环端部采用钝头形状以更好适应来流攻角的变化,本文研究了分流环端部厚度为 1.5 mm 和 1.0 mm 的情况.

1.2 内外壁面静压测量简介

在分流环内外壁面各布置了 3 个静压测点,对飞行过程中分流环内外壁面上的静压进行实时

测量,测点的位置以及编号如图 2 所示,压力测点的采样率为每秒 32 点,测量精度为 0.5%.

1.3 位移量测量

为得到分流环在飞行过程中的变形量,对分流环的变形量进行测量.本文采用角位移传感器将分流环变形量通过机械传动机构转化为角度输出,采用角位移传感器 XDG-41 进行测量,信号经过信号处理器 SCX-1 处理后输出为位移值,采样率为每秒 32 点,测量精度为 0.5%.

2 试验结果

通过飞行试验,本文得到了在高度分别为 2 km 和 5.1 km 时,不同的飞行速度条件下,发动机从全加力状态收油门至小加力过程中分流环内外壁面压力值的变化以及分流环的变形量,收油门杆时间均不超过 1 s,本文以测点 2 的数据对参数进行分析.

2.1 发动机全加力状态下分流环内外壁面压力随飞行速度的变化关系

发动机在全加力状态下工作,发动机处于临界转速状态,飞行速度对分流环内外壁面压力有较大的影响.图 3 给出了分流环端部厚度为 1.5 mm,高度 $H=2000\text{ m}\pm 50\text{ m}$,发动机全加力状态下分流环内、外壁面静压 (p_{13}, p_{23}) 随飞行速度的变化关系,图 4 为分流环内外壁面静压差 (Δp) 随飞行速度的变化关系.试验结果表明: p_{13}, p_{23} 和 Δp 都随着飞行速度 V 的增加而增加,表明分流环所受的气动载荷随着飞行速度的增加而增加.

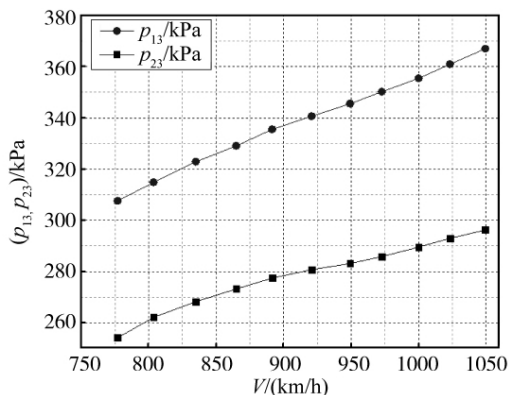


图 3 $H=2000\text{ m}$ 时, p_{13}, p_{23} 随 V 的变化关系
(分流环端部厚度 1.5 mm)

Fig. 3 Relationship between p_{13}, p_{23} and V ,
at $H=2000\text{ m}$ (width of the splitter
is 1.5 mm)

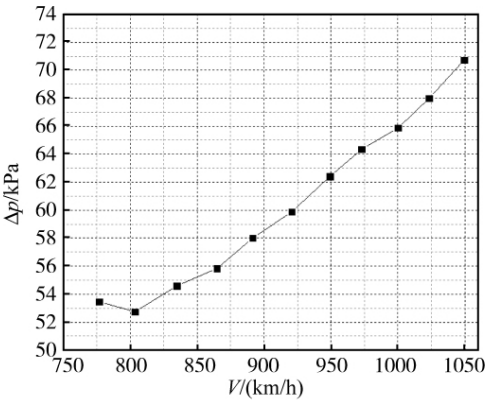


图 4 $H=2000\text{ m}$ 时, Δp 随 V 的变化关系
(分流环端部厚度 1.5 mm)

Fig. 4 Relationship between Δp and V ,
at $H=2000\text{ m}$ (width of the splitter
is 1.5 mm)

2.2 收油门杆过程中分流环内外壁面静压的变化

图 5 给出了高度为 $2000\text{ m}\pm 50\text{ m}$, 速度为 1050 km/h 飞行条件下, 端部厚度为 1.5 mm 的分流环, 发动机收油门杆过程中分流环内外壁面静压值的变化情况. φ 为油门杆角度, 从图 5 中可以看出, 当油门杆在不到 1 s 的时间内从全加力收到小加力状态时, p_{23} 下降约 20 kPa 左右, p_{13} 值有小幅度的上升, 分流环内外壁面静压差值 Δp 有明显的增加, 从开始的 74 kPa 上升到 98 kPa , 增幅百分比大于 30% .

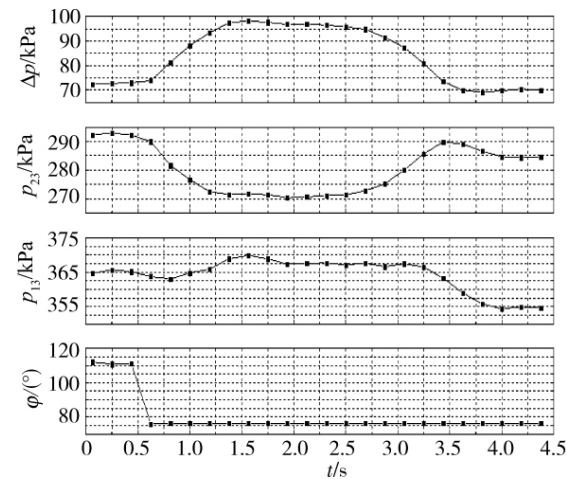


图 5 收油门过程中分流环内外壁面静压变化

Fig. 5 Pressure's transformation during the process
from maximum to intermediate thrust

发动机从全加力状态收油门至小加力状态过程中, 由于加力燃烧室燃油供给量减小, 使得加力燃烧室内的压力降低, 而由于喷管直径 D_8 收缩

的延时, 加力燃烧室内的压力降低导致涡轮出口压力 p_6 和发动机外涵出口压力 p_{16} 同时降低, 各参数的变化历程如图 6 所示. 一方面, 涡轮出口压力影响到涡轮落压比, 尤其是低压涡轮落压比, p_6 的降低使低压涡轮做功能力增强, 发动机风扇转速 N_{lr} 上升, 使得风扇出口空气流量增加; 另一方面, 发动机外涵出口压力降低使风扇外涵出口压力降低. 在两方面因素共同影响下, 分流环内壁静压升高, 外壁静压降低, 内外壁静压差值变大, 表明发动机在大状态收油门过程中, 分流环所受的气动力载荷急剧增加.

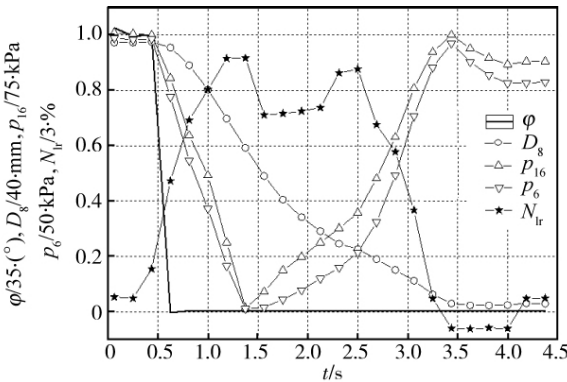


图 6 收油门过程中喷管直径 D_8 、外涵出口压力 p_{16} 、
涡轮出口压力 p_6 的变化历程曲线

Fig. 6 D_8 , p_{16} and p_6 's transformation during
the process from maximum to
intermediate thrust

2.3 突增量的百分比

由前述可知, 当发动机从全加力状态收油门杆时, Δp 值会产生一定量突增. 表 1 列出了不同分流环端部厚度、不同速度和高度条件下收油门

表 1 收油门过程中不同速度内外壁面压差对比

Table 1 Pressure difference between inner and outer
splitter face during the process from
maximum to intermediate thrust

分流环 厚度/mm	H/km	$V/(km/h)$	$\Delta p/\text{kPa}$		增量百 分比/%
			稳定 状态	收油门 过程中	
1.5	5.1	1123	64.9	84.4	30.0
		1207	70.0	94.4	34.9
1.0	5.1	818	99.5	118.0	18.6
		1007	117.4	140.7	19.8
1.0	2	601	101.0	120.9	19.7
		802	120.6	148.7	23.5
		1023	140.0	183.5	31.1

过程中压差 Δp 的突增值,可以看出,随着飞行速度的增加、飞行高度的降低,压差增量百分比在增加;另外,对于不同厚度的分流环,较薄的分流环尽管增量百分比偏小,但增量绝对值比相同状态下厚分流环大,相同状态下压差绝对值偏大更明显大,在气动载荷的作用下,薄分流环更容易受到压差力的冲击而损伤。

2.4 分流环变形量随压差的变化关系

分流环在内外壁面静压差的作用下产生变形,图7和图8给出了在 $H=2\text{ km}$ 和 $H=5.1\text{ km}$ 的条件下,分流环变形量 δ 随内外壁面静压差 Δp 的变化关系。

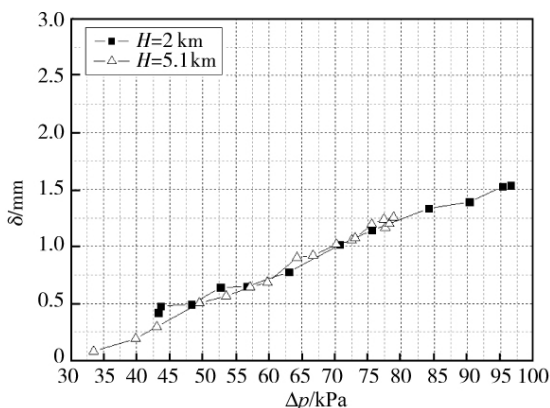


图7 1.5 mm 分流环变形量与内外壁面压差的关系

Fig. 7 Relationship of 1.5 mm splitter's distortion and the pressure difference

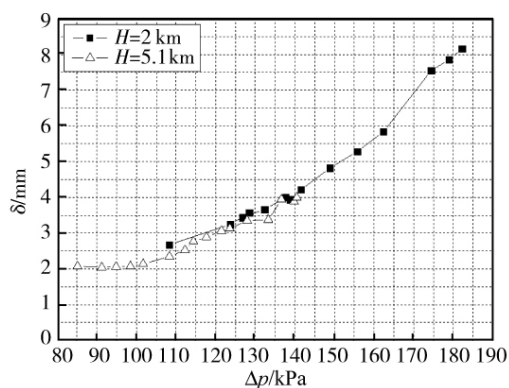


图8 1.0 mm 分流环变形量与内外壁面压差的关系

Fig. 8 Relationship of 1.0 mm splitter's distortion and the pressure difference

图7所示为端部厚度为1.5 mm的分流环变形量 δ 随 Δp 的变化关系。从图中可以看出,对于此厚度的分流环,随着压差的增大,分流环变形量也增大,两者基本呈线性关系,用直线拟合得到:

$$\delta = -0.65 + 0.0234\Delta p \quad (33\text{ kPa} < \Delta p < 97\text{ kPa}) \quad (1)$$

图8所示为端部厚度为1.0 mm的分流环变形量 δ 随 Δp 的变化关系。从图中可以看出,随着压差的增大,分流环变形量呈指数关系增加,用二次函数拟合得到:

$$\delta = 6.04 - 0.099\Delta p + 0.00061\Delta p^2 \quad (85\text{ kPa} < \Delta p < 182\text{ kPa}) \quad (2)$$

两组飞行数据显示,端部厚度较小的分流环,相同压差条件下分流环变形量较大,且分流环变形量只与压差有关,与飞行高度无关。

3 结论

发动机工作过程中分流环受气动力情况以及分流环变形在分流环设计中有很重要的参考价值,本文通过飞行条件下对发动机分流环进行实时数据采集,得到了不同飞行高度、速度条件下分流环内外壁面静压值以及分流环变形量,得出以下结论:

1) 在全加力状态下,随着飞行速度的增加,分流环内外壁面静压值以及静压差值会变大,使分流环产生较大的气动负荷。

2) 飞机高速、发动机处于全加力状态飞行时急收油门过程中,分流环内外壁面会产生静压差值急增,文中所研究的条件下超过了30%,且随着飞行速度的增加压差增量值增大,对分流环造成一定的冲击,易损伤分流环。

3) 分流环变形量随着分流环内外压差的增加而增大,分流环端部厚度越小,相同压差值条件下分流环变形量越大。内外壁面静压差值是影响分流环变形的主要因素。

参考文献:

- [1] 刘波,王强.分流机匣对风扇/压气机性能影响的计算比较[J].航空动力学报,2001,16(1):33-37.
LIU Bo, WANG Qiang. Computational research of splitter lip effects on fan/compressor performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(1): 33-37. (in Chinese)
- [2] 刘波,王强.不同分流比下风扇/压气机组合体性能预估研究[J].西北工业大学学报,2001,19(3):349-352.
LIU Bo, WANG Qiang. On predicting effect of by-pass ratio on fan/compressor performance[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2001, 19(3): 349-352. (in Chinese)
- [3] 刘波,王强,王掩刚,等.分流环端部流场求解方法研究[J].机械科学与技术,2001,20(2):215-217.
LIU Bo, WANG Qiang, WANG Yangang, et al. Investigation

- tion of flow-field around splitter lip in fan/compressor system[J]. Mechanical Science and Technology, 2001, 20(2): 215-217.
- [4] 于海海, 刘火星, 邹正平. 某大涵道比风扇级内部流动数值模拟[R]. 中国工程热物理学会第 11 届年会热机气动热力学学术会议, 2005.
- [5] 郑舒桐. 风扇/压气机内外涵分流比特性及分流环效应研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
- ZHENG Shutong. Investigation on different splitter scale characteristic and splitter lip effect for the core and bypass of fan/compressor[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007.
- [6] 赵永辉, 张宏武, 聂超群, 等. 航空发动机内外涵道三维粘性流场的数值模拟[J]. 工程热物理学报, 2005, 26(5): 758-760.
- ZHAO Yonghui, ZHANG Hongwu, NIE Chaoqun, et al. 3-D viscous numerical simulation of fan-bypass-compressor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2005, 26(5): 758-760. (in Chinese)
- [7] 李晓娟, 金海良, 桂幸民. 风扇/增压级内外涵联算的特性数值模拟[J]. 航空动力学报, 2009, 24(12): 2719-2726.
- LI Xiaojuan, JIN Hailiang, GUI Xingmin. Performance numerical investigation of double-channel fan/compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(12): 2719-2726. (in Chinese)
- [8] 赵永辉, 张宏武, 聂超群. 风扇/增压级非设计工况特性分析[J]. 工程热物理学报, 2006, 27(4): 577-579.
- ZHAO Yonghui, ZHANG Hongwu, NIE Chaoqun. Performance analysis of a fan-bypass-core compressor at off-design operating points[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006, 27(4): 577-579. (in Chinese)
- [9] 赵永辉. 涡扇发动机风扇及内外涵道匹配的数值分析[D]. 北京: 中国科学院研究生院, 2005.
- ZHAO Yonghui. Numerical analysis on matching between internal and external bypass and fan of aero-engine[D]. Beijing: Graduate School of the Chinese Academy of Sciences, 2005.
- [10] Haderli J C, Crossley W A. Multiobjective optimization of a supersonic-inlet bypass-duct splitter via surrogate modeling[R]. AIAA 2010-9170, 2010.
- [11] 郝树成. 风扇/增压级的设计及试验研究[J]. 航空发动机, 2001(2): 1-3.
- HAO Shucheng. The design and experiment of fan-bypass-core compressor[J]. Aeroengine, 2001(2): 1-3. (in Chinese)
- [12] Shaw M W, Murdoch R. Computer modeling of fan-exit-splitter spacing effects on F100 response to distortion[R]. NASA CR-167879, 1982.