

文章编号: 1007-3124(2003)01-0018-06

环形叶栅内利用非定常激励减少分离区损失的研究

邱亚希,葛敬东,周海,陆亚钧

(北京航空航天大学动力系,北京 100083)

摘要:阐述了在环形扩压叶栅内利用非定常激励减少分离区损失的实验研究成果。在测得各个工况下环形叶栅的分离漩涡频谱特性的基础上,采用施加声激励的实验手段,系统研究了扩压环形叶栅内流动与非定常扰动之间相互作用的机理,证实了一定条件下的非定常扰动能使叶栅分离区的减小,从而降低总压损失,达到提高气动性能的目的。分别从激励频率和强度的角度出发,探索了影响激励效果的途径。

关键词:环形叶栅;非定常激励;脱落频率;非定常分离流

中图分类号: V211.6; O357.1

文献标识码: A

Research on the effects of unsteady excitation on enhancing performance of annular cascade

QIU Ya-xi, GE Jing-dong, ZHOU Hai, LU Ya-jun

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: This paper presents the results of the experimental investigation on the effects of internal acoustic excitation on enhancing performance of the annular cascade. Based on the research work of the frequency characteristics of the annular cascade, we investigated the mechanism of the interaction between the unsteady interference and the flow in the annular cascade systematically by means of employing unsteady excitation. The result of research confirmed that the aerodynamic performance of turbomachine would be improved amazingly if the interaction of unsteady interference in the flow field can be reasonably organized. We studied the approach to the acoustic excitation effect from the angle of frequency and intensity of excitation.

Key words: annular cascade; unsteady excitation; shedding frequency; unsteady separated flow

0 引言

风扇/压气机主要时均性能指标(级增压比;级效率;喘振裕度等)以及流动诱发的结构完整性问题(包括动力响应与气动弹性稳定性两类问题),从气动力学观点来审视,可以认为都与大尺度开式非定常分离流密切相关。本实验研究针对气动扩稳所提出的新机理设想就是直接针对风扇/压气机流路中的开式分离流的。所采取的气动措施有可能使风扇/压气机所组成的压缩系统的性能得到很大的提升^[1,2]。

目前,在外流研究中,已经可以对非定常流动效应加以控制和利用,从而达到增加升力,减小气动阻力并提高气动效益的目的^[3]。

对外流的实验研究结果表明:非定常流的尾迹分离是有一定频率的,对于非定常脱体涡流型来说,如果能寻找到合适的非定常激发的位置和频率,探索涡层对外界激发的感受性(即最敏感的位置和最有效的激发频率),从而实现涡层演化过程对于特定的外界非定常激发做出最优的响应,这样将可以实现对非定常尾迹分离的控制。

收稿日期: 2002-08-12

基金项目: 国家重点实验室基金项目(编号 50176001)

作者简介: 邱亚希(1979-),男,江西萍乡人,研究生,研究方向:非定常流。

M. C. Welsh 等人于 1984 ~ 1985 年间在 0.244m 长的矩形低速风洞中用半圆形和方形前缘刚性平板研究了声 - 涡共振现象^[4,5]。在实验中,出现共振声,声源是平板上旋涡脱体引起的压力脉动。流动显示照片表明,激起共振时,方后缘平板尾迹中的旋涡更靠近后缘,旋涡中心有很清晰的“黑洞”,显示出更加集中的涡强。

美国 Lockheed-Georgia 公司于 1982 年用 GA(W) - 1 翼型进行的初步研究^[6]表明,声激励有延迟边界层分离和增加升力的作用;接着,K. K. Ahuja 等人用三种不同尺寸的 NACA65(1) - 212 翼型研究了声源在翼型外部的声激励影响,用 GA(W) - 1 翼型研究了声源在翼型内部的声激励影响。有实际应用前景的内部声激励研究也表明了有益的影响,但这方面的研究是有限的,仅仅通过烟流显示,在下翼面观察到了分离控制的效果,上翼面效果不明显,也没有进行力的测量。

在叶轮机内流动研究方面,利用非定常效应来控制分离以求达到增大压气机的加工量、增大压气机效率以及提高压气机的失速裕度,由于实验的复杂性并没有什么大的进展。实现叶轮机中的非定常激励与涡层自身固有的不稳定涡波之间发生共振。这时有大量研究工作需要开展,包括设计非定常激励的频率与波数,分析各流动分量的相位关系,以及探讨不同波形效果等等。为了简化模型,也是为了抓住问题的主要方面,首先选择了在环形叶栅上的实验工作。工作分为探讨压气机叶栅尾迹中的旋涡脱落情况和采用非定常激励手段来获取压气机性能提高的正效果。

1 实验设备、测量手段及试验方案

1.1 环形叶栅实验台

此次研究性实验在环形叶栅实验台进行。环形叶栅实验台全貌如图 1 所示。

实验台由进气段、测试段、转接段和动力段组成。测试段主要由有机玻璃制成。由前至后依次包括进口导流帽罩、导流叶片排、扩压叶片排、测试用气流通道和出口帽罩。剖视图如图 2 所示。

导流叶片和扩压叶片均为平板有机玻璃弯曲、打磨而成。扩压叶片攻角可调。气源由后部的对旋风机提供,流量 $3.3\text{m}^3/\text{s}$,转速 $2950\text{r}/\text{min}$,功率 5.5kW 。

1.2 实验仪器

- (1) 稳态测量:大气压力水排、13 孔总压耙水排。
- (2) 流量测量:因为 $p + (1/2) v^2 = p^*$,在进口

处以大气压近似代替总压,再测得进口静压,可由 $G = vA = v(R_1^2 - R_2^2)$ 算出体积流量。 R_1 —进口处外机匣半径, R_2 —进口处内机匣半径。

(3) 声激励发生装置:信号发生器、功率放大器、电动喇叭。

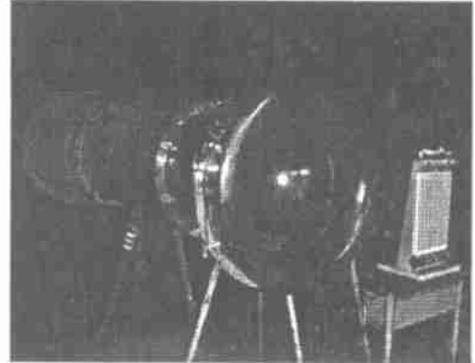


图 1 环形叶栅实验台

Fig. 1 Annular cascade test bed

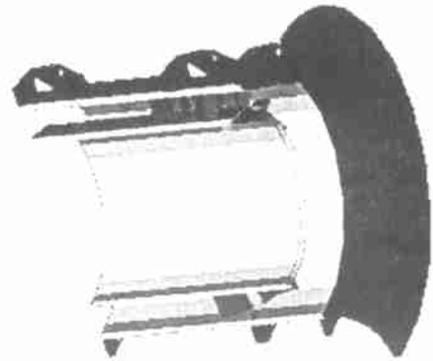


图 2 环形叶栅实验台测试段剖视图

Fig. 2 Cutaway view of annular cascade test section

1.3 测试方案

在环形叶栅中模拟真实压气机内的流动条件是有一定困难的,在本试验中激振源产生的非定常压力脉动(也是速度脉动)和压气机叶栅尾迹中的脱落旋涡进行相互作用,以此来验证波涡共振机理在叶轮机内的正确性和可行性。

激振源的气流脉动频率通过信号发生器来调节,功率由功率放大器调节。激振源的脉动气流经过由特殊材料制成的导声管传到所要施加激励的位置。激励位置选择在扩压叶栅前缘处。脉动气流与来流方向垂直。

扩压叶栅迎角可调,实验中测量了 7 个攻角下的各种参数。7 个迎角分别为 -10° 、 -5° 、 0° 、 5° 、 10° 、 15° 、 20° 。

13 孔总压耙为主要测量仪器,在该实验中测量

扩压叶栅后的总压损失量,如图3所示。前一排是导流叶栅,后一排是扩压叶栅。总压靶测量扩压叶栅后一个栅距范围内的13个点的总压损失值。其具体数值反映在与总压靶相连接的水排上。在图3中,总压靶13个测量点标号由右至左分别为1、2、3……13。也就是说13个测量点由1~13分别司职叶盆区和叶背区的总压损失测量。

实验分四部分。分别考察:(1)无激励时,各迎角状况下的总压损失情况;(2)施加激励,各迎角状况下的总压损失情况;(3)在不同迎角下,激振频率对激励效果的影响;(4)在不同迎角下,激振幅度对激励效果的影响。这四个部分旨在探索迎角、激振频率和激振强度这三个方面对激励所造成的总压损失下降的影响。

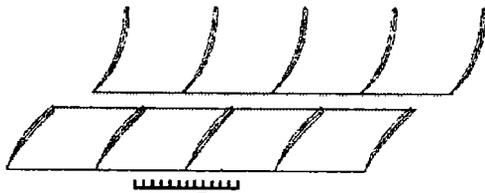


图3 总压靶

Fig.3 Pressure probe

2 实验结果及分析

2.1 无激励时各迎角状况下的总压损失

实验首先在无激励条件下进行。分7个攻角状况进行实验。在每个状况下,记录扩压叶栅后排13个点的总压损失值。对这13个点进行数据处理,绘制出扩压叶栅后囊括一个栅距的总压损失图。之后把7个攻角的总压损失曲线进行总汇,如图4所示。

从图4的 -10° ~ 20° 迎角下的总压损失比较,可以看出总压损失随迎角的变化而变化。总压损失的峰值从小至大依次为 0° 、 -5° 、 5° 、 -10° 、 10° 、 15° 和 20° 。在 0° ~ 5° 之间,总压损失最小,尾缘处分离区也最小,主要表现为尾迹分离。图4中总压损失峰值的左边反映的是叶盆区的分离情况。可以看出,随着攻角的减小至负攻角,叶盆区分离增大,总压损失随之增大,至 -10° 左右在叶盆产生大尺度分离。而当迎角增大时,叶背分离也增大,总压损失亦随之增大,并且当攻角达到 20° 左右时叶背产生大尺度分离。

2.2 不同迎角下激励对总压损失的影响

安装激振源后,进行施加非定常扰动对不同迎角下总压损失影响的实验。在某一特定迎角下,通过调

节信号发生器和功率放大器,找到能使此迎角下总压损失下降幅度最大的激励频率和激励强度。在此最佳激励条件下,记录此迎角下总压损失下降后的值并与无激励条件下的总压损失值相比较,如图5,显示了在7个攻角下施加激励后,对总压损失的影响。

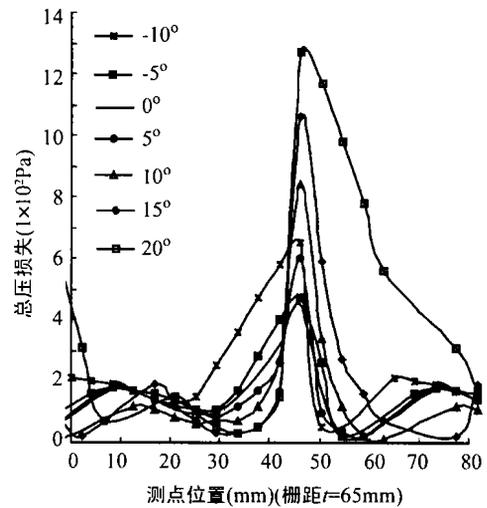


图4 无激励条件下总压损失图

Fig.4 Total pressure loss without excitation

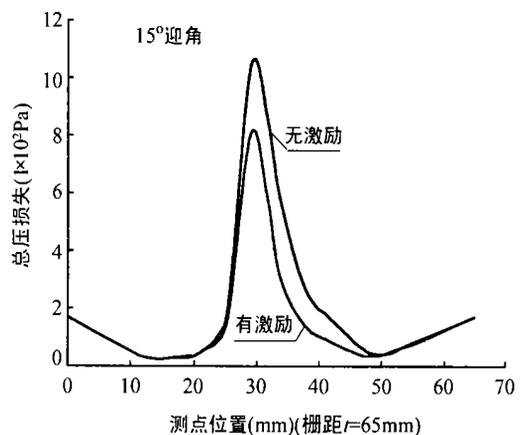
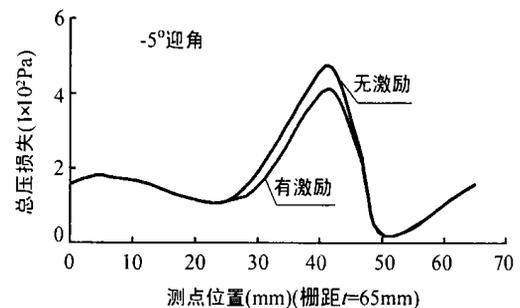


图5 施加激励后各迎角下的总压损失图

Fig.5 Pressure loss with excitation

从图5可看出,各个迎角下,激励造成的总压损失下降情况并不相同。为了具体衡量各个迎角下,激

励对总压损失的影响,计算了不同迎角下总压损失下降的百分比,并描绘成趋势图,如图 6 所示。

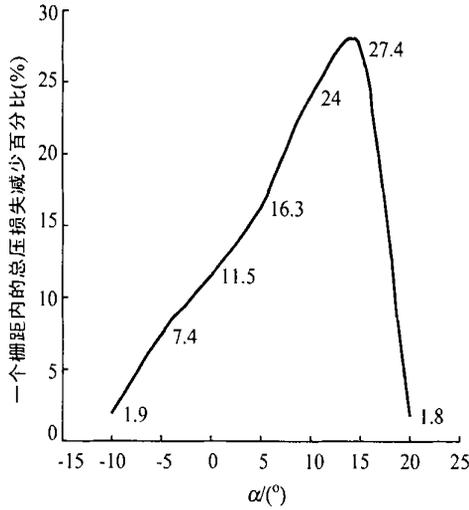


图 6 激励后总压损失下降百分比随迎角变化的趋势图
Fig. 6 Decline of pressure loss with the change of incidence angle

从图 6 可看出,在 - 5 迎角至 17°、18° 迎角的范围内激励对总压损失的影响较大,其中 10°、15° 稍大迎角下激励影响最大,其激励后总压损失下降百分比分别达到 24.2 %和 27.6 %。而在相当大的迎角下,如 20°以上迎角时,以及负的大迎角下,如 - 10°迎角时,激励对总压损失的影响不明显,总压损失下降的幅度并不是很大,在 2 %左右。可以说,非定常脉动气流对压气机正常工作状态下的各方面性能有很大的改善。

综合前两部分的内容,为了比较迎角对于施加激励前后总压损失的影响,绘制了有无激励条件下总压损失随迎角变化的趋势图,如图 7 所示。

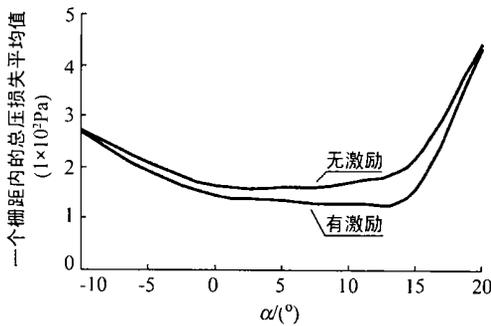


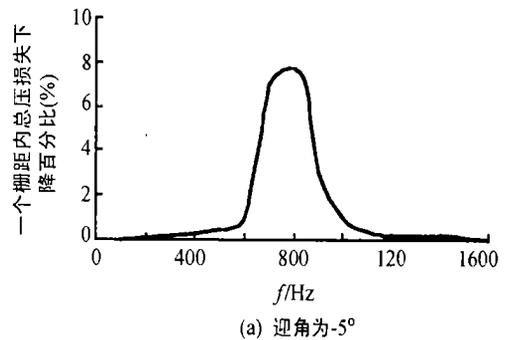
图 7 激励后总压损失平均值随迎角变化的趋势图
Fig. 7 Average of pressure loss with the change of incidence angle

图中,可看出非定常脉动气流不仅仅使各个迎角下的总压损失得到了大幅的下降,而且优化了压气机

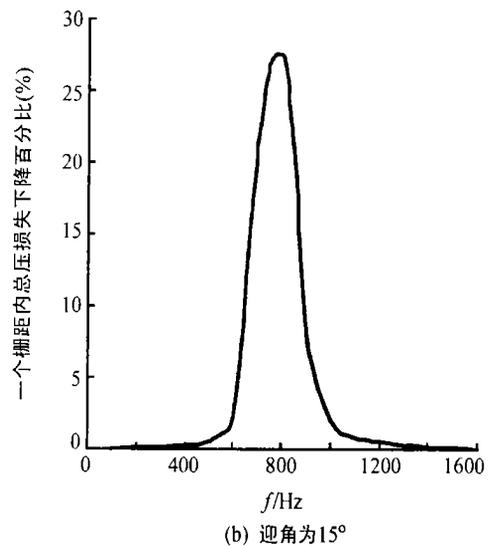
正常工作区域,在较宽的迎角范围(- 5°~ 15°)内,使总压损失维持在比较低的值附近,扩大了压气机的失速裕度。可见,非定常脉动气流已经达到了与压气机内气流的耦合作用,使压气机内的不规则的流体运动趋于规则,由无序转为有序,很好地控制了压气机内部的分离流动。

2.3 不同迎角下激励频率对总压损失的影响

为了探索自由流型向非定常耦联流型转变的途径,该实验尝试从不同方面改变非定常脉动气流的性质,来测试激励对总压损失的影响。在实验中,分别进行了激励频率和激励强度方面的测试。首先是频率的影响。



(a) 迎角为-5°



(b) 迎角为15°

图 8 总压损失随激励频率变化的趋势图
Fig. 8 Pressure loss with the change of excitation frequency

为了使频率实验更具指导意义以及避免测试的盲目性,也是为了探索激励频率与压气机内部分离流基本特征的关系。在此次实验前,进行了环形叶栅分离旋涡频谱特性实验。实验中,发现在不同迎角下,以及不同测量位置处(叶中和端壁区),在叶栅后的分离区基本都存在特征频率(具体值为 700 ~ 800Hz 之间)^[7]。

因此,此次实验也是本着探索激励频率与叶栅分离旋涡脱落频率之间的关系以期获得最佳激励状态的相关条件。实验中,激励频率从 50~1800Hz 变化,范围囊括叶栅分离旋涡脱落频率值以及其倍频和半频。实验仍然分别在 7 个迎角下进行,并记录在不同激励频率下总压损失下降的百分比。图 8 展示了总压损失下降百分比随频率变化的趋势图。笔者选取了 -5 迎角和 15 迎角的变化趋势图。

在图中可看出,激励频率在 700~800Hz 之间时,激励效果最好,此时激励前后总压损失下降得最多,并且在某一激励频率下,总压损失下降达到极值。而在其它激励频率下,均不能达到比较好的效果。

图 9 展示了最佳激励频率位置随迎角变化的趋势。可看出,在不同的迎角下,最佳激励频率均在 700~800Hz 之间。由此可知,当激励频率与叶栅分离频率相当时,激励可以发生最佳的小谷,使叶栅分离损失下降得最多。

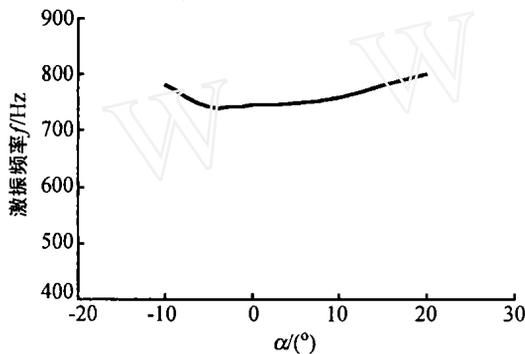


图 9 最佳激励频率随迎角变化趋势图

Fig.9 Optimal excitation frequency with the change of incidence angle

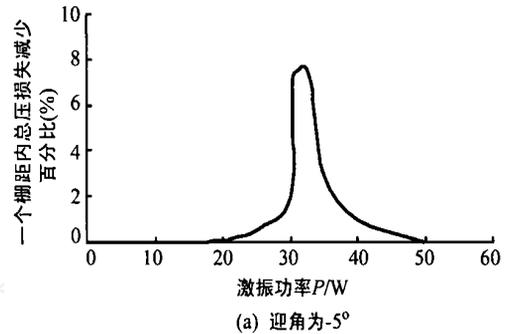
2.4 不同迎角下激励强度对总压损失的影响

此部分实验主要是通过改变激振功率来测试激励强度对总压损失下降的影响,以探索非定常脉动气流的强度对其与压气机主流的耦合作用关系。功率无级可调,实验在激振源的功率允许范围内进行。同样,也是进行了 7 个迎角下的实验,记录了在不同的激振功率下总压损失下降的百分比。如图 10 所示。

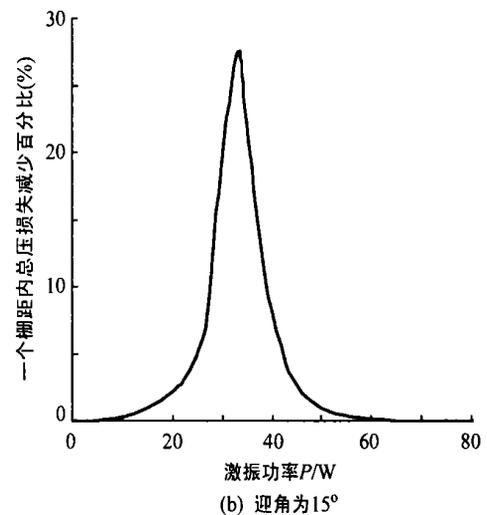
作者选取了 -5 迎角和 15 迎角的变化趋势图。从图中可看出,激振功率要选择适当才能达到最佳激励效果。激励强度太大以及太小都不能达到较好的效果。

图 11 展示了最佳激励幅度随迎角变化的情况。可以看出,不同迎角下,所需的最佳激振功率并不一

样。在 0 至 5 左右,所需的最佳激励幅度最小;随着迎角的增大,所需的最佳激励幅度也增大;随着迎角的减小,所需的最佳激励幅度也同样增大。与实验的第一部分结论相结合,可得出,当叶栅内流动分离最小时,所需的激励幅度也相应最小,而当叶栅内流动分离增大时,所需的激励幅度也相应增大。要使激励的效果达到最佳的状态,脉动气流的幅度就要与叶栅流动分离程度对应起来。



(a) 迎角为-5°



(b) 迎角为15°

图 10 总压损失随激励幅度变化的趋势图

Fig.10 Pressure loss with the change of excitation intensity

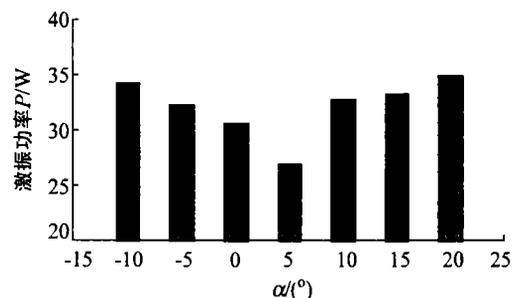


图 11 最佳激励强度随迎角变化情况

Fig.11 Optimal excitation intensity with the change of incidence angle

3 结论与总结

环形叶栅的实验中,通过施加一定频率的非定常激励来获得叶栅流动总压损失的下降,并得到了良好的效果。同时研究了激励频率、激励强度等非定常激励参数对激励效果的影响。

具体结论如下:

(1) 在外部非定常脉动气流的激励下,压气机叶栅分离流动情况有所改善,总压损失明显降低。

(2) 在相当宽的迎角范围内,激励的作用影响显著,但在不同迎角下,激励所造成的总压损失下降幅度各不相同。

(3) 激励必须在某一适当的频率范围内才能达到最佳的激励效果,此频率值与压气机叶栅分离漩涡脱落频率对应,过大以及过小的频率均不能起到抑制分离、减小损失的效果。

(4) 所需的激励强度与压气机叶栅分离流动有

关,当分离较小时,所需的激励强度也小,当分离较大时,所需的激励强度也大。

参考文献:

- [1] 任汝根,周盛. 叶轮机械中的非定常流动. 燃气涡轮试验与研究, 1991, (16).
- [2] 陆亚钧. 叶轮机非定常流动理论. 北京:北京航空航天大学出版社, 1990.
- [3] 卢奇正. 卢奇正论文集. 中国空气动力研究与发展中心, 1998.
- [4] WELSH, M C, et al. Journal of Sound and Vibration, 1984, 95(3): 305 ~ 323.
- [5] STOKES, A N et al. Journal of Sound and Vibration, 1986, 104(1): 55 ~ 73
- [6] AHUJA, K K, et al. AIAA Paper 82 - 0726, 1983.
- [7] 侯安平,周盛,闻学. 圆柱及压气机叶型在平面叶栅风洞中漩涡脱落的试验研究. 全国空气弹性学术交流会论文, 2001.

(上接第17页)

5 结论

(1) 此次相变热图试验所获得的模型表面热流分布与 Lees 分布、数值解结果吻合一致,证实了相变热图试验技术假设合理、方案可靠,它将为模型表面转捩位置的测定奠定技术基础。

(2) 在本期试验中,配置了先进的测试硬件设备,运用成熟的数字图像处理技术研制了图像处理及图谱分析软件,增加了可视性,实现了实时处理,缩短了

数据处理的周期,提高了试验效率,基本做到了测试系统的自动化和现代化。

参考文献:

- [1] 董广彪. 相变热图测热试验技术. CARD C - 2, 2000.
- [2] SCHULTZ D L, JONES T V. Heat transfer measurements in short-duration hypersonic facilities. AGARD-AG 165, 1973: 12 ~ 19.
- [3] LEES L. Laminar heat transfer over blunt-nosed bodies at hypersonic flight speeds. Jet Propulsion, 1956, 26(4).