

文章编号: 1000-8055(2006)04-0686-5

进气道内加装导流体对低压转子 振动特性影响分析

侯安平¹, 李秋实¹, 周 盛¹, 唐昭勇², 冯维林², 吴承杰²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100083;
2. 成都飞机设计研究所, 四川 成都 610500)

摘 要: 对发动机进口前进气道管道内安装导流体后可能导致的压气机低压转子流动诱发振动现象进行了评估。通过定常和非定常数值模拟发现, 以导流体叶片数决定的通过频率对发动机低压转子振动特性的影响较小; 同时由于导流体尾迹内部脱落涡强度太低, 其脱落频率也不会对发动机低压转子振动特性产生影响。计算结果表明, 本算例中导流体的叶型设计和安装位置是合理的。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 导流体; 振动特性; 进气道

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Analysis of low-pressure compressor rotor vibration characteristics induced by inlet guide vane

HOU Anping¹, LI Qiushi¹, ZHOU Sheng¹,
TANG Zhaoyong², FENG Weiling², WU Chengjie²

(1. National Key Laboratory on Aero Engines, School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Chengdu Aircraft Design and Research Institute, Chengdu 610500, China)

Abstract: This paper estimated the possibility of flow induced vibration in low-pressure compressor rotor with inlet guide vane. Through steady and unsteady numerical simulation, it was found that blade passage frequency of the guide vanes influences little on the vibration characteristics of the low-pressure compressor rotor. Moreover, because the intensity of vortex shedding in the wake of the guide vane is too weak, its frequency has no influence on the vibration characteristics of the low-pressure compressor rotor. The computational result shows that both the design of airfoils and the location of installation are reasonable.

Key words: aerospace propulsion system; guide vane; vibration characteristics; inlet

在发动机进口前进气道管道内安装由吸波材料制成的导流体是减少进气道 RCS(雷达横截

收稿日期: 2005-07-15; 修订日期: 2005-12-02

基金项目: 国家自然科学基金资助(10477002)

作者简介: 侯安平(1975-), 男, 湖南常德人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院博士后, 主要从事叶轮机气动力学研究。

面)的有效措施之一。导流体设计安装的原则是:尽量采用低损失叶型;同时选择能尽量降低对低压转子振动特性影响的安装位置。在此原则下,在模型层次完成了导流体的设计安装并进行了吹风试验,结果表明:加装导流体后对进气道总压恢复系数影响较小,发动机入口前的压力畸变也没有超过发动机的畸变容限。

由于实验模型未包含发动机低压转子,因此必须校验导流体对低压转子振动特性的影响。风扇/压气机中存在相对旋转的多个叶排,每排又具有数目不等的多个叶片,各个叶排都处于高速气流的包围中,因此考虑各排叶片的气动弹性稳定性是发动机结构完整性设计中一个重要的方面。在发动机研制过程中,由于叶片出现气动弹性稳定性问题的实例并不少见,并造成了很大的损失^[1,2]。

在进气道加装导流体后可能导致的低压转子振动问题,属于流体诱发振动中的强迫振动现象,可通过 Combpell 图进行解释和判断,这时低压转子产生振动的原因是因为有相应的外界激振源(即导流体)存在^[1]。除导流体外,其它因素导致的低压转子气动弹性稳定性问题不在本文的讨论之列。

本文主要采用定常和非定常数值模拟手段,分析导流体尾迹强度、恢复快慢以及是否存在尾迹脱落涡及其频率大小和强度变化规律,以确定加装导流体后新增的可能导致低压转子共振的非定常来流的特征频率及其强度。

1 数值模拟结果及分析

1.1 进出口边界条件、计算工况的确定

受所能获得的几何与气动参数的限制,计算只针对包括加装导流体在内的一小段进气道区域进行,如图1所示。截面1取为1倍内环长度的向前延伸面,作为计算的进口边界;截面2为进气道出口试验测量截面(约处于导流体后2倍内环长度处),截面2再向后延长2倍内环长度处作为计算的出口边界。截面1的气动参数由无导流体时截面2的试验测试气动参数合理推定,出口边界的气动参数由带导流体时截面2的试验测试参数合理推定。

进口取了3个典型马赫数: $Ma_1=0.45, 0.43$ 和 0.34 ,分别对应着进气道前来流马赫数 $Ma_\infty=0.8, 1.37, 2.047$;由于不能直接模拟进气道攻角以及侧滑角变化导致的进气畸变的影响,所以希

望用导流体前不同的进口攻角来模拟进气道中不同程度畸变对导流体的影响,在每个进口马赫数下来流取3个攻角: $i=0^\circ, 5^\circ$ 和 8° ,故一共计算9个工况。

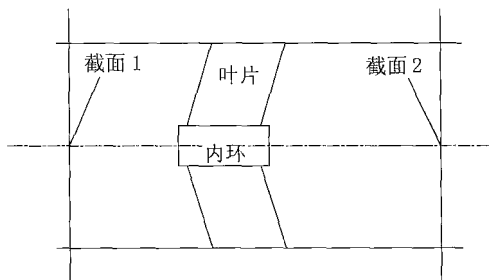


图1 计算域几何示意图

Fig.1 Shape of computational domain

1.2 三维定常计算及结果分析

分别进行了不含内环流场(参看图2)和含内环流场(参看图3和图4)的三维定常计算。

1.2.1 不带内环计算结果分析

因为计算对象是一个静止导流体,其叶片为等厚度对称直叶片,所以流场在展向的压力梯度很小,因此不带内环的计算结果具有较好的参考价值。

计算网格数为 $200(\text{流向}) \times 50(\text{周向}) \times 40(\text{径向})$,共400 000。网格如图2所示。在各固壁面处、叶片前尾缘均进行了适当加密。

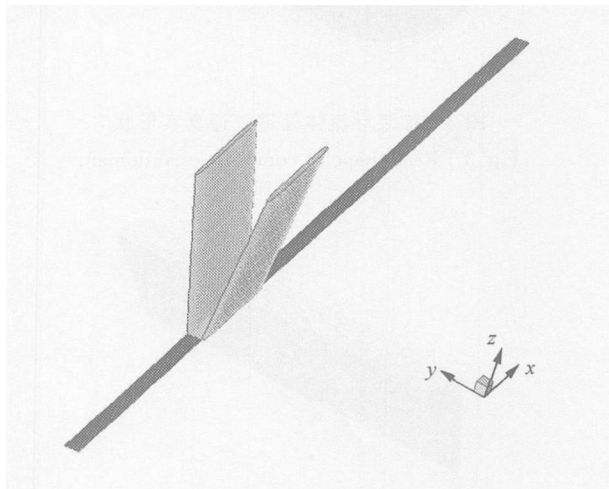


图2 计算域模型的网格斜视图

Fig.2 Grid of computational domain

计算采用 NUMECA 流体计算软件,求解雷诺平均的三维定常 N-S 方程,选用中心差分格式和 B-L 湍流模型;时间推进采用3步龙格-库塔方法。

表 1 NUMECA 计算得到的结果及与试验值比较

Table 1 Comparison of test result with computational result by NUMECA

	进口流量 /(kg/ s)	出口流量 /(kg/ s)	出口处总压 恢复系数	试验值流量值 /(kg/ s)
工况 1 ($Ma_1=0.45$, $i=0^\circ$)	38.64	38.62	0.995	39.01
工况 2 ($Ma_1=0.45$, $i=5^\circ$)	38.67	38.67	0.996	
工况 3 ($Ma_1=0.45$, $i=8^\circ$)	38.55	38.53	0.995	
工况 4 ($Ma_1=0.43$, $i=0^\circ$)	65.43	65.43	0.997	65.03
工况 5 ($Ma_1=0.43$, $i=5^\circ$)	65.34	65.35	0.996	
工况 6 ($Ma_1=0.43$, $i=8^\circ$)	65.19	65.18	0.996	
工况 7 ($Ma_1=0.34$, $i=0^\circ$)	114.5	114.5	0.998	110.14
工况 8 ($Ma_1=0.34$, $i=5^\circ$)	114.7	114.7	0.998	
工况 9 ($Ma_1=0.34$, $i=8^\circ$)	114.2	114.3	0.998 1	

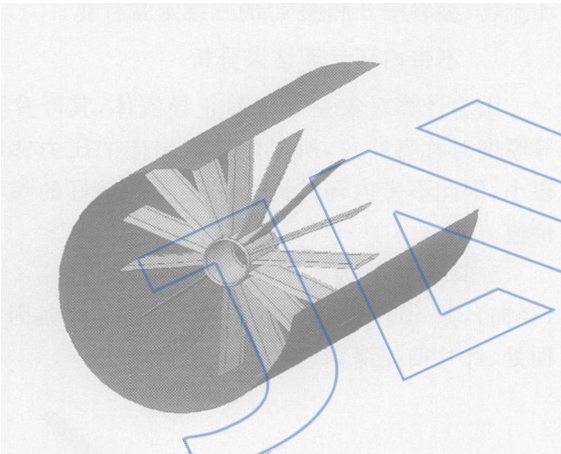


图 3 加装导流体处进气道真实形状

Fig. 3 Real shape of computational domain

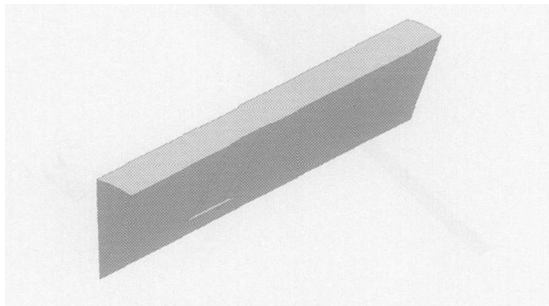


图 4 单槽道计算域

Fig. 4 Computational domain of one passage

表 1 列出了计算结果与实验结果的对比。可以看出,进出口流量相差很小,计算结果与试验值符合较好,说明计算是较为可靠的。同时,加装叶栅后对总压恢复系数的影响很小,最多降低

0.005;并且从流场图可知加装叶栅后尾迹宽度很小,掺混很快,因此尾迹到达叶片前缘时强度很低,这说明因为加装叶栅而产生的周期性流动对低压转子的影响是很小的。

1.2.2 考虑内环真实计算域的 CFX 解

为了更全面地对加装导流体后流场的流动特性进行评估,对完全真实的计算域进行了详细计算(见图 3 和图 4)。采用 CFX 软件,求解雷诺平均的三维定常 N-S 方程;采用 kepsilon 湍流模型和二阶精度的中心差分格式。

表 2 列出了各个工况下,栅后不同位置处的总压恢复系数。从表中可以看到,加装导流体后,总压恢复系数下降了 0.005~ 0.013(取 2 倍弦长处的总压恢复系数值,因为此处最接近实验中的测试位置,也大体相当于低压导叶所在的位置),与试验值对比符合较好。另外,各个工况下总压恢复系数很高,并且尾迹掺混较快,因为 1 倍弦长后总压恢复系数相差很小。

图 5 是工况 1 的总压等值线图,可以看出,因为导流体叶栅的结构特点,其内部不存在逆压力梯度和径向压力梯度,径向流动不显著,故内环内部的总压和进口的总压几乎一致,这同时说明采用 NUMECA 计算不带内环区域的合理性。另外,从图 5 还可以看到,叶片尾缘和内环都带来了流动损失,其中叶片尾缘导致的总压亏损在 1 倍弦长处基本掺混均匀,相对而言内环带来的损失

表 2 各个工况下栅后不同距离处的总压恢复系数

Table 2 Loss coefficient of total pressure at variable position in all case

	1 倍弦长处 总压恢复系数	2 倍弦长处 总压恢复系数	3 倍弦长处 总压恢复系数	4 倍弦长处 总压恢复系数
工况 1 ($Ma_1 = 0.45, i = 0^\circ$)	0.990 513	0.989 947	0.989 373	0.988 93
工况 2 ($Ma_1 = 0.45, i = 5^\circ$)	0.988 705	0.987 808	0.987 228	0.986 62
工况 3 ($Ma_1 = 0.45, i = 8^\circ$)	0.988 056	0.987 147	0.986 63	0.985 995
工况 4 ($Ma_1 = 0.43, i = 0^\circ$)	0.990 764	0.989 979	0.989 387	0.988 848
工况 5 ($Ma_1 = 0.43, i = 5^\circ$)	0.990 25	0.989 514	0.989 043	0.988 506
工况 6 ($Ma_1 = 0.43, i = 8^\circ$)	0.989 515	0.988 68	0.988 168	0.987 607
工况 7 ($Ma_1 = 0.34, i = 0^\circ$)	0.995 45	0.995 121	0.994 871	0.994 649
工况 8 ($Ma_1 = 0.34, i = 5^\circ$)	0.995 312	0.994 967	0.994 743	0.994 483
工况 9 ($Ma_1 = 0.34, i = 8^\circ$)	0.994 907	0.994 514	0.994 268	0.993 999

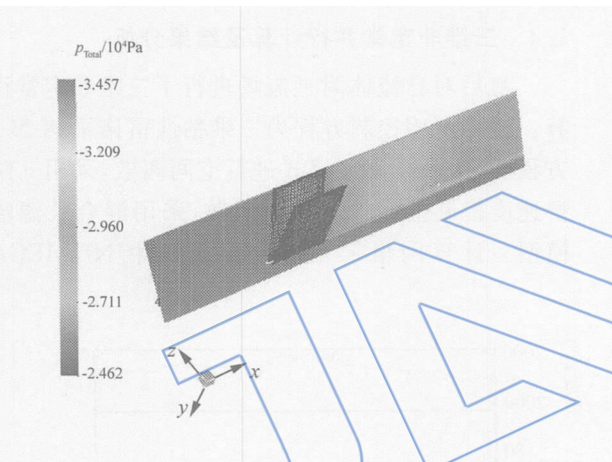


图 5 过尾迹中央的 S2 流面的总压等值线图
Fig.5 Total pressure contours of S2 section in the middle of wake

还要严重一些, 但因其不导致流动特征频率, 故不会对低压转子的振动特性产生影响。不过从总体来看, 叶片和内环尾迹的亏损都不严重, 并且掺混恢复都很快。这说明, 加装导流体后对压气机低压转子振动特性的影响是很小的。

1.3 二维非定常计算及结果分析

进一步采用了非定常数值模拟的手段对流场进行计算分析。由于是静子的等厚度直叶片, 因此二维的模拟有很高的真实性, 故首先采用高精度的二维非定常程序对流场进行计算分析。计算选取导流体 50% 叶高位置的截面, 选取与定常计算一致的 9 个工况。

主控方程采用二维可压缩非定常雷诺平均 N-S 方程, 时间分裂采用三阶 TVD Runge-Kutta

法向前推进。空间离散格式采用了五阶精度三点广义紧致格式。采用了 B-L 湍流模型。采用 H 型网格, 网格数取为 221(轴向) × 41(周向); 壁面附近、前尾缘附近进行了加密(见图 6), 壁面第一层网格间距 $y^+ \leq 10$ 。

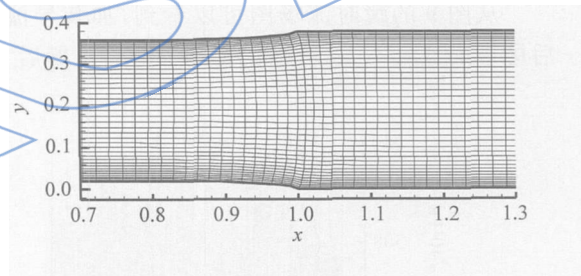


图 6 网格局部放大图
Fig.6 Local grid of computational domain

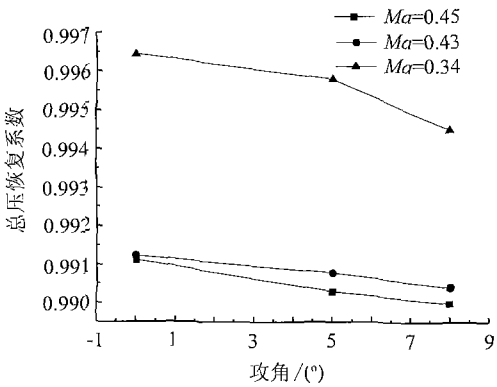


图 7 Ma_1 和 i 对总压恢复系数的影响
Fig.7 Recover coefficient of total pressure varied with Ma_1 and i

图 7 和图 8 为进口马赫数 Ma_1 和攻角 i 对导流体性能的影响。从图中可以看出, 二维非定常计算的时均结果与三维定常计算结果符合较好。 $Ma_1 = 0.45$ 且 $i = 0^\circ$ 工况的损失在 9 个工况中处于较高的水平, 故分析这一工况具有一定的普遍性。图 9 是此工况时总压的瞬时分布图, 图 10 是尾迹区内某点的总压时域图和相应的频谱图。

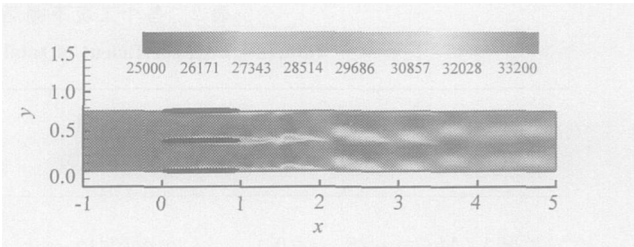


图 9 流场瞬时总压分布图

Fig. 9 Instantaneous flow field map

倍弦长以后, 总压恢复系数和损失系数变化很小, 尾迹掺混基本完成。2 倍栅距后, 轴向速度的最大亏损幅度不超过 5%。因此, 加装的导流体后产生的周期性流动对低压转子的振动特性影响是很小的。并且从图 10 可以看到, 叶片尾缘没有明显的周期性旋涡脱落现象, 因此叶片尾迹旋涡脱落也不会对低压转子的振动特性产生影响。

1.4 三维非定常并行计算及结果分析

最后对导流体附近流场进行了三维非定常计算。程序所用控制方程为三维粘性雷诺平均 N-S 方程, 采用 6 阶差分格式进行空间离散, 采用 6 阶群速度控制格式进行时间离散, 采用混合长湍流模型。计算网格采用与定常计算中 NUMECA

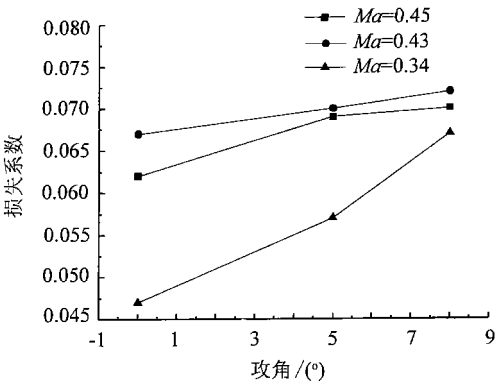


图 8 Ma_1 和 i 对总压损失系数的影响

Fig. 8 Loss coefficient of total pressure varied with Ma_1 and i

从图 9 的瞬时流场图可以看到, 加装的导流体后尾迹的宽度不大, 亏损也不是很显著。栅后 2

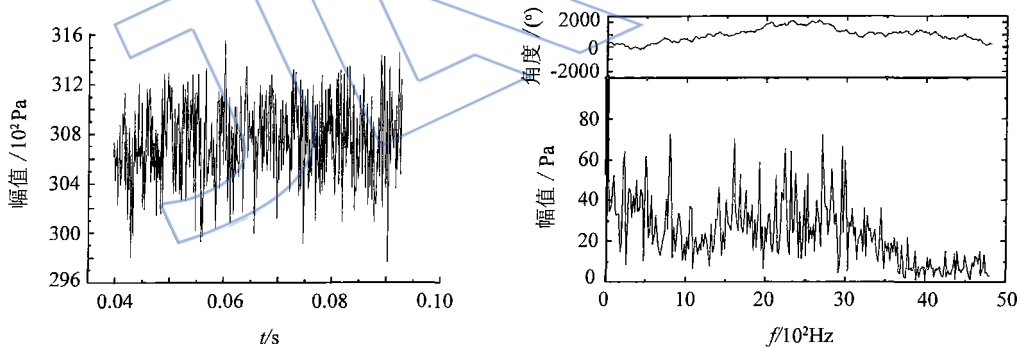


图 10 尾迹区内某点的总压时域图和相应的频谱图

Fig. 10 Change with time and frequency spectrum of total pressure at a point in wake flow

表 3 各个工况(定义与定常计算一致) 损失系数沿栅距变化情况
Table 3 Loss coefficient of total pressure at variable position in all case

栅后 n 倍 弦长	工况 1	工况 2	工况 3	工况 4	工况 5	工况 6	工况 7	工况 8	工况 9
0	0.119 75	0.105 66	0.122 66	0.118 88	0.121 31	0.121 72	0.105 94	0.118 12	0.118 62
1	0.161 47	0.144 55	0.166 59	0.156 96	0.157 75	0.164 24	0.137 96	0.154 50	0.155 18
2	0.163 97	0.142 76	0.169 96	0.159 97	0.161 05	0.167 54	0.136 04	0.156 58	0.160 41
4	0.166 29	0.138 44	0.173 89	0.164 17	0.165 22	0.172 18	0.159 91	0.131 36	0.167 91

软件计算相同的网格。

从表 3 可以看出, 三维非定常计算得到的总压损失系数要大于定常计算的结果, 计算得到的流场损失偏大。一般来说, 非定常计算的时均结果在定量上还缺乏一定的精度, 主要是作定性的参考。但是, 从表 3 中发现, 在一倍栅距后, 无论是总压恢复系数还是损失系数, 变化都很小, 这说明尾迹在 1 倍弦长内已经基本掺混完毕。这与二维结果是基本一致的。

图 11 和图 12 是工况 1 流场总压的云图及流线图。

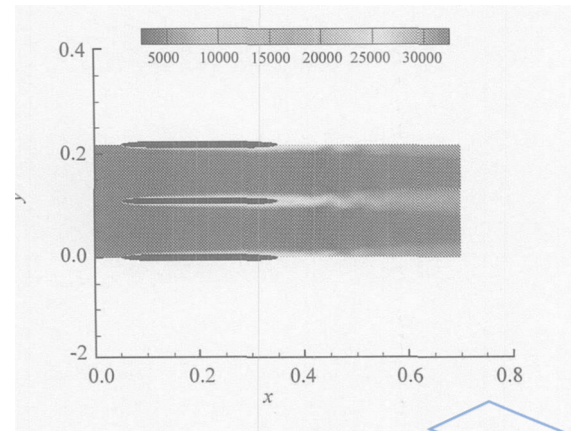


图 11 50% 叶高 S1 流面的瞬时总压
Fig. 11 Instantaneous total pressure at 50% h

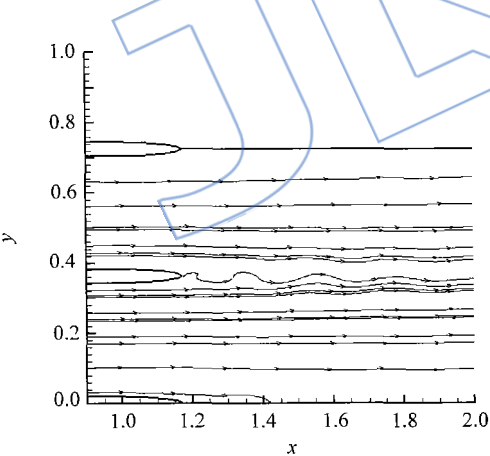


图 12 50% 叶高 S1 流面的局部瞬时流线
Fig. 12 Instantaneous streamline at 50% h

从上述流场图可以看出, 导流体尾迹的宽度不大, 尾迹亏损不深, 并且尾迹恢复较快。

为了细致地了解尾迹区的流动结构, 还对流场中某些参数作了快速 FFT 分析, 以了解流场中周期性流动的频率, 见图 13。从这些总压的频谱图可以看到, 因为导流体的椭圆形尾缘结构, 其尾迹流动结构中存在周期性的旋涡脱落, 但是幅值

很小。在叶片尾缘附近脉动并不明显, 可能是所取点位置在边界层内部的缘故。在栅后 1 倍处脉

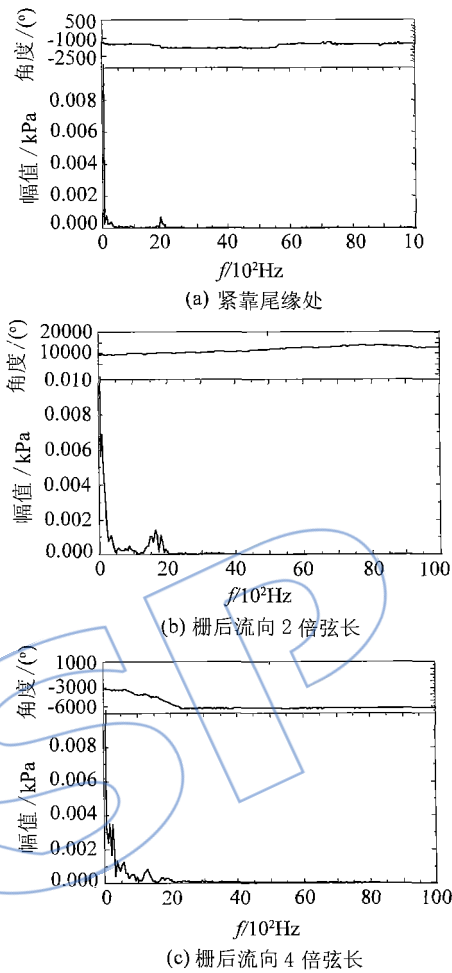


图 13 总压频谱图
Fig. 13 Frequency spectrum of total pressure

动较为剧烈, 然后迅速衰减, 2 倍弦长以后的脉动幅度就很小了。随着离尾缘的距离越来越远, 特征频率越来越不清晰, 表明旋涡脱落的强度很弱, 流动在很快掺混。

2 结 论

通过三维定常计算和二维非定常计算, 发现加装导流体后总压恢复系数降低了 0.005 ~ 0.013, 与实验数据符合较好, 首先确认了计算的可靠性。

同时通过对定常和非定常计算结果的认真分析, 发现加装导流体后导致的总压降低幅度很小, 并且导流体尾缘 1~2 倍栅距以后总压恢复系数和损失系数变化很小, 表明尾迹中的流动掺混很快。

而且, 通过二维非定常计算和三维非定常计

算,对叶栅尾迹内的旋涡结构进行了定性和定量分析,发现虽然尾迹内部存在一定频率的旋涡脱落,但是强度很小,并且离栅后距离越远,强度更低。

因此,以导流体叶片数决定的通过频率引起的周期性流动对发动机低压转子振动特性的影响较小,可以忽略;同时由于尾迹内部旋涡脱落强度太低,因此脱落涡的特征频率也不会对发动机低压转子振动特性产生影响。

数值模拟结果表明,该导流体的设计和安装是合理的。

参考文献:

[1] 周盛. 叶轮机气动弹性力学引论[M]. 北京: 国防科技出版

社, 1989.

[2] 宋兆泓, 熊昌炳, 郑光华. 航空燃气涡轮发动机强度设计 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1988.

[3] Fransson T H. Preface in proc. of 8th international symp. of unsteady aerodynamics & aeroelasticity of turbomachinery [R]. *Stockholm, Sept. , 1997.*

[4] Saren V E, Savin N M, Dorney D J, et al. Experimental and numerical investigation of unsteady rotor stator interaction on axial compressor stage (with IGV) performance[R]. *8th International Symposium on Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity of Turbomachines, Sweden: Stickholn, September 14-18, 1997.*

