

# 动力涡轮动叶预扭对涡轮部件气动影响研究

杨杰, 刘冬华, 潘尚能, 卢聪明  
(中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

**摘要:** 在航空发动机的低压涡轮, 特别是涡轴与涡桨发动机的动力涡轮中, 工作叶片通常为带冠预扭叶片。叶片预扭的引入必然会对涡轮部件的气动性能和流动情况造成影响。本文以某发动机的整个涡轮部件为研究对象, 通过数值模拟的方法, 对地面起飞和最大巡航两种发动机工作状态下, 动力涡轮两级动叶预扭对涡轮部件的气动性能和流动情况造成的影响进行了研究。研究发现: 动力涡轮动叶预扭对涡轮部件中的低压涡轮、动力涡轮的性能和流动情况有明显影响, 且两级动叶分别预扭造成的气动影响可以叠加; 由于地面和空中两种状态下动力涡轮的工作状态不同, 故预扭对动力涡轮气动损失的影响规律不同。

**关键词:** 动力涡轮; 动叶; 预扭; 气动影响; 地面起飞; 最大巡航

中图分类号: V231.3 文献标识码: A  
DOI: 10.16146/j.cnki.rndlge.2016.08.008

## 引言

在航空发动机的低压涡轮, 特别是涡轴和涡桨发动机的动力涡轮中, 工作叶片通常为带冠叶片。在发动机工作时, 带冠动叶相邻的冠之间需要有一定的压紧力, 从而保证叶冠形成闭环, 防止叶片颤振和气流泄露。叶冠之间的压紧力通过涡轮装配时对动叶叶尖处施加一定程度的预扭来实现。文献[1~5]对带冠叶片的预扭设计进行了研究或说明, 例如黄庆南对涡轮动叶锯齿形冠的预扭设计进行了研究<sup>[1]</sup>; 文献[2]对带冠叶片的预扭设计进行了说明和规定; 从佩红对涡轮动叶锯齿形冠的预扭紧度的最佳选择进行了研究<sup>[3]</sup>。动力涡轮动叶预扭的引入必然会对涡轮部件带来某些气动影响, 对这种气动影响的了解有助于在涡轮气动设计中采取针对性的措施规避或者利用这种影响。然而, 目前对于涡轮动叶预扭的研究主要集中于结构力学方面, 如Szwedowicz对预扭对于带冠叶片的非线性强迫振动的影响进行了研究<sup>[6]</sup>; Petrov和Koh等人对预扭对

于带冠叶片的摩擦阻尼的影响进行了研究<sup>[7-8]</sup>; 汤凤和杨鑫对预扭带冠叶片的接触和磨损进行了研究<sup>[9-10]</sup>。对于预扭造成的气动影响的研究在公开的文献中则鲜有报道。另外, 在发动机的不同工作状态, 由于动力涡轮动叶上的气动负荷、热负荷会发生变化, 动叶预扭的程度也会发生相应的变化, 这也会引起涡轮部件性能和流动状态的变化, 然而这种变化有多大程度目前也并不清楚。本文的研究目的即在通过对不同工作状态下动力涡轮动叶预扭引入前后涡轮部件的气动性能和流动状态的对比研究, 理清动力涡轮动叶预扭对涡轮部件造成气动影响的机理及影响的量级和规律。

## 1 研究方法

### 1.1 研究对象

本文采用的研究对象是某发动机的整个涡轮部件, 即高压涡轮、低压涡轮和动力涡轮联合, 如图1所示。两级动力涡轮第1、2级动叶叶尖的预扭角度分别为 $0.7^\circ$ 、 $0.7^\circ$ , 预扭方向均是使动叶喉部面积关小的方向。动力涡轮动叶叶根的预扭角度为 $0^\circ$ , 从叶根到叶尖预扭角度线性变化。计算时考虑地面起飞状态和最大巡航状态下的4种不同的预扭设置: (1) 两级动力涡轮动叶均不预扭, 记为NoYL; (2) 两级动力涡轮动叶均预扭, 记为BothYL; (3) 仅动力涡轮第1级动叶预扭, 记为PR1YL; (4) 仅动力涡轮第2级动叶预扭, 记为PR2YL。

### 1.2 数值模型

流场的模拟通过采用商用软件CFX求解定常的雷诺平均方程来实现。其中, 湍流的模拟采用带有自动壁面处理功能的SST(剪切应力输运模型)。N-S方程和湍流输运方程的对流项的离散均采用高阶格式。扩散项和压力梯度项的离散均通过采用

收稿日期: 2015-10-20; 修订日期: 2015-12-25

作者简介: 杨杰(1983-), 男, 湖北汉川人, 中国航空动力机械研究所工程师。

形状函数计算空间导数来实现。高、低压动叶的叶尖间隙取叶高的 1.5%。两级动力涡轮的动叶叶冠上的篦齿封严采用叶片前端负源项和叶片后端等量正源项模化处理。

1.3 网格模型

计算网格采用商用软件 TurboGrid 生成。整个计算域包括 9 排叶片,共 15 个叶片通道。除动涡一导外,其它各排叶片模拟单叶片通道。由于动涡一导由 12 个小叶片和 2 个大叶片均布构成,故动涡一导需模拟半环,即 7 个叶片通道,包括 1 个大叶片通道和 6 个小叶片通道。各叶片通道的叶片、内外机匣壁面  $Y+$  值不超过 5。动叶叶尖间隙内有 15 层网格。整个计算域总网格节点数约为 600 万。计算域进口位于距第 1 排叶片 2 倍其轴向弦长处,计算域出口位于距排气支板叶片 1.5 倍其轴向弦长处。图 1 给出了算例计算域 50% 展向位置截面示意图。



图 1 算例计算域 50% 展向位置截面示意图  
Fig.1 Mid-span section of the computation domain

1.4 边界条件

计算域进口给定总温、总压、进气方向和来流湍流度,出口给定平均静压。计算域展向两侧、叶片表面给定无滑移壁面边界条件,周向两侧设置为周期性边界。静子区域与转子区域的交接面采用混合面处理方式。4 种预扭设置算例的边界条件设置相同。在作计算研究时,考虑两种发动机工作状态:地面起飞状态和最大巡航状态。

2 研究结果

2.1 性能参数分析

地面起飞和最大巡航两种发动机工作状态下 3 种预扭设置的涡轮部件性能参数相对于无预扭设置的变化情况的计算结果分别如表 1 和表 2 所示。其中 BothYL 算例性能参数的变化幅度定义为  $(\text{BothYL} - \text{NoYL}) / \text{NoYL}$ ,PR1YL 和 PR2YL 变化幅度的定

义与之类似,即均是以 NoYL 算例为基准。下文其它参数的变化幅度未作特别说明时,与之相同。

表 1 地面起飞状态涡轮部件性能参数变化  
Tab.1 Performance parameters of turbine parts under ground take-off condition

性能参数	变化幅度 / %		
	BothYL	PR1YL	PR2YL
涡轮进口流量	0.00	0.00	0.00
高涡效率	0.00	0.00	0.00
低涡效率	0.01	0.01	0.00
动涡效率	0.17	0.13	0.04
动涡 1 级效率	0.15	0.17	-0.02
动涡 2 级效率	0.18	0.12	0.07
高涡功率	0.00	0.00	0.00
低涡功率	-0.27	-0.23	-0.04
动涡功率	0.62	0.36	0.26
动涡 1 级功率	0.35	0.80	-0.45
动涡 2 级功率	0.88	-0.06	0.96
高涡膨胀比	0.00	0.00	0.00
低涡膨胀比	-0.25	-0.21	-0.03
动涡膨胀比	0.48	0.22	0.27
动涡 1 级膨胀比	0.07	0.31	-0.24
动涡 2 级膨胀比	0.41	-0.09	0.51

表 2 最大巡航状态涡轮部件性能参数变化  
Tab.2 Performance parameters of the turbine part under max cruise condition

性能参数	变化幅度 / %		
	BothYL	PR1YL	PR2YL
涡轮进口流量	0.00	0.00	0.00
高涡效率	0.00	0.00	0.00
低涡效率	0.01	0.01	0.00
动涡效率	0.06	0.08	0.04
动涡 1 级效率	0.18	0.20	-0.01
动涡 2 级效率	-0.01	0.01	0.09
高涡功率	0.00	0.00	0.00
低涡功率	-0.24	-0.21	-0.03
动涡功率	-0.04	0.25	-0.32
动涡 1 级功率	0.12	0.60	-0.48
动涡 2 级功率	-0.15	0.00	-0.21
高涡膨胀比	0.00	0.00	0.00
低涡膨胀比	-0.23	-0.20	-0.03
动涡膨胀比	-0.25	0.19	-0.62
动涡 1 级膨胀比	-0.08	0.19	-0.27
动涡 2 级膨胀比	-0.16	0.01	-0.35

表 1 和表 2 显示动力涡轮两级动叶预扭均对通过涡轮部件的流量无影响;对高低压涡轮效率的影响小于 0.01%;对高压涡轮的功率无影响。在地面起飞状态和最大巡航状态结论一致。

表 1 显示 在地面起飞状态下 动力涡轮两级动叶预扭使动力涡轮的效率提高 0.17% 其中动涡一动预扭分别使动涡一级和二级的效率上升 0.17% 和 0.12%;动涡二动预扭使动涡二级的效率上升 0.07% 使动涡一级的效率下降 0.02%。

表 1 显示 在地面起飞状态下 动力涡轮两级动叶预扭使低压涡轮功率下降 0.27% 使动力涡轮功率上升 0.62%。动涡一动预扭使低压涡轮功率下降 0.23% 动涡二动预扭使低压涡轮功率下降 0.04%;动涡一动预扭使动力涡轮功率上升 0.36% 动涡二动预扭使动力涡轮功率上升 0.26%。动涡一动预扭使动涡一级的膨胀比和功率上升 使低压涡轮的膨胀比和功率下降 对动涡二级的膨胀比和功率的影响很微弱;动涡二动预扭使动涡一级的膨胀比和功率下降 使动涡二级的膨胀比和功率上升 对低压涡轮的膨胀比和功率则影响很微弱。可以看出动力涡轮两级动叶分别预扭对低压涡轮和动力涡轮功率产生的效果叠加后即是动力涡轮两级动叶同时预扭所产生的效果。总体而言 动涡一动预扭对功率产生的影响比动涡二动强。

表 2 显示 在最大巡航状态下 动力涡轮两级动叶预扭使动力涡轮的效率提高 0.08% 其中动涡一动预扭使动涡一级效率上升 0.20% 使动涡二级效率上升 0.02%;动涡二动预扭使动涡一级效率下降 0.01% 使动涡二级效率上升 0.09%。总体而言 地面起飞状态下 动力涡轮动叶预扭对动力涡轮效率的影响比最大巡航状态下强。

表 2 显示 在最大巡航状态下 动力涡轮两级动叶预扭使低压涡轮功率下降 0.24% 使动力涡轮功率下降 0.04%。动涡一动预扭使低压涡轮功率下降 0.22% 动涡二动预扭使低压涡轮功率下降 0.03%;动涡一动预扭使动力涡轮功率上升 0.25% 动涡二动预扭使动力涡轮功率下降 0.32%。动涡一动预扭使动涡一级的膨胀比和功率上升 使低压涡轮的膨胀比和功率下降 对动涡二级的膨胀比和功率几乎无影响;动涡二动预扭使动涡一级的膨胀比和功率下降 使动涡二级的膨胀比和功率下降 对低压涡轮的膨胀比和功率则影响很微弱。同样可以

看出 动力涡轮两级动叶分别预扭对低压涡轮和动力涡轮功率产生的效果叠加后即是动力涡轮两级动叶同时预扭所产生的效果。同地面起飞状态相比 最大巡航状态下 动力涡轮动叶预扭对低压涡轮和动力涡轮功率的影响程度较弱 而且动涡二动预扭对动涡二级的膨胀比和功率的影响规律不同。

## 2.2 流动分析

分别给出地面起飞状态和最大巡航状态下动力涡轮动叶预扭对涡轮部件的压力场、各排叶片轴向力、进口气流角和气动损失的影响的分析。

### 2.2.1 压力场

图 2 给出了地面起飞状态涡轮部件低压涡轮后各排叶片进口静压与总压沿展向的分布。

图 2 显示在地面起飞状态下 动力涡轮两级动叶预扭对涡轮部件低压涡轮后的各叶片区域的压力场均有显著影响 而且对压力场的影响在各展向位置均存在 且影响程度相当。动涡一动预扭使动涡一动和动涡一导进口的静压与总压均上升 动涡一动进口的静压与总压分别上升 1.06% 和 0.73%;动涡二动预扭使动涡二动和动涡二导进口的静压与总压均上升 动涡二动进口的静压与总压分别上升 0.93% 和 0.73%。动力涡轮两级动叶同时预扭对涡轮部件压力场的影响基本上是分别预扭时所产生的影响的叠加。

动力涡轮动叶预扭对动力涡轮部分各叶片区域压力场造成影响的机理在于预扭使动叶栅的喉部面积减小 从而造成动叶通道的流通能力减弱。由于涡轮部件的限流位置在高压涡轮部分 故通过涡轮部件的流量仍保持不变 通过动力涡轮动叶通道的流量也保持不变 故需提高动力涡轮动叶前的压力和降低动叶后的压力(包括总压和静压)以抵抗其流通能力的减弱。同样的道理 动力涡轮静叶前的压力也会相应提高以适应动叶进口压力的提高而保持流量不变。

在最大巡航状态下 动力涡轮两级动叶预扭对动力涡轮部分各叶片区域压力场的影响规律与地面起飞状态下一致 但对排气支板区域压力场的影响则有差异。

图 3 给出了最大巡航状态下 排气支板进口的静压与总压沿展向分布。图 3 显示 最大巡航状态下动力涡轮动叶预扭对排气支板进口静压和总压的影响强度比地面起飞状态下要大为减弱 特别是静

压影响极微弱。对于总压而言,最大巡航状态下,预扭(动涡二动)使排气支板进口总压上升,而在地面起飞状态下,预扭使排气支板进口总压下降。

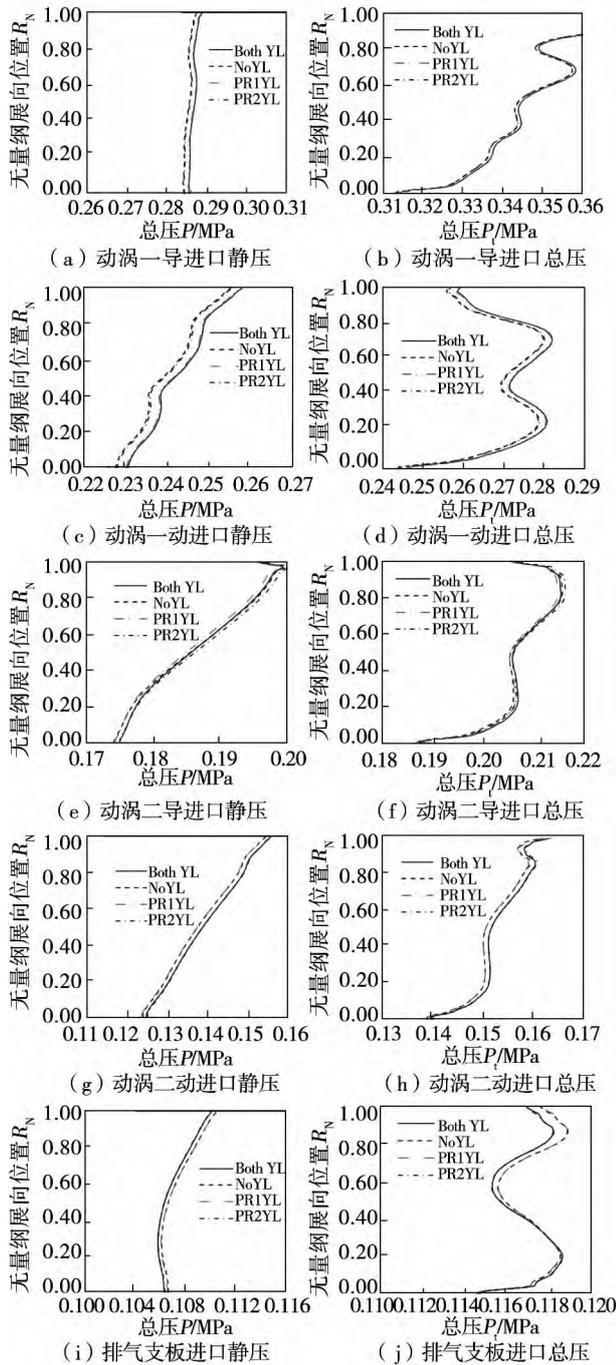


图 2 地面起飞状态低压涡轮后各排叶片进口静压与总压沿展向分布

Fig. 2 Inlet static and total pressure spanwise distributions of each blade row after the LP turbine under ground take-off condition

地面起飞状态和最大巡航状态下,预扭对排气

支板区域压力场影响情况的差异与这两种发动机工作状态下排气支板的工作状态不同有关。在地面起飞状态下,排气支板进口为负攻角,预扭使进口气流角减小,攻角增大,故排气支板进口的负攻角减小,压力面分离减小,流通面积增大,流通能力增强,故其进口的压力降低以保证流量不变。在最大巡航状态下,排气支板进口气流角为正攻角,预扭使进口气流角减小,攻角增大,故排气支板进口正攻角增大,吸力面分离增大,流通面积减小,故进口总压有所上升。

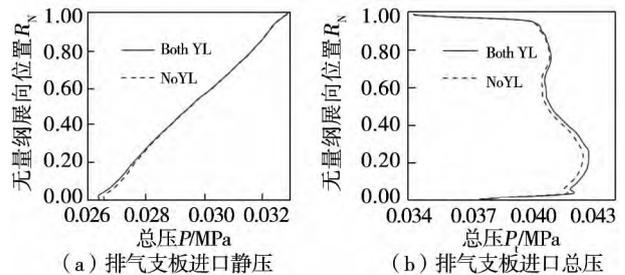


图 3 最大巡航状态排气支板进口静压与总压沿展向分布

Fig. 3 Inlet static and total pressure spanwise distributions of the exhaust vane under max cruise condition

动力涡轮动叶预扭所造成的涡轮部件低压涡轮后压力场的变化正是涡轮部件性能参数发生变化的根源所在,也是涡轮部件各排叶片轴向力、进口气流角、气动损失发生变化的根本原因。

由于动力涡轮某级动叶预扭使该级静叶前的压力提高、动叶后的压力降低,故该级动力涡轮的膨胀比上升,功率增加。正是由于地面起飞和最大巡航两种工作状态下,预扭对排气支板进口压力的影响情况规律不一致,从而造成对动力涡轮第二级的膨胀比和功率的影响规律不一致。

由于动力涡轮某级动叶预扭使该级动叶前的压力提高,故该级动叶的气动负荷增大,轴向力增大,而该级静叶的气动负荷减小,轴向力减小如 2.2.2 所示。

由于动力涡轮动叶预扭造成叶片气动负荷的变化,从而使叶片出口气流相对速度发生变化,从而造成下一排叶片进口气流角的变化如 2.2.3 所示。

由于动力涡轮动叶预扭造成叶片气动负荷和进口气流角发生变化,从而引起叶片的气动损失的变

化如 2.2.4 所示,最终造成涡轮效率的变化。

### 2.2.2 轴向力

表 3 和表 4 分别给出了地面起飞和最大巡航两种发动机工作状态下,3 种预扭设置的涡轮部件各排叶片轴向力相对于无预扭设置的变化情况的计算结果。

表 3 地面起飞状态涡轮部件叶排轴向力变化

Tab.3 Variation of axial force on the blade row under ground take-off condition

叶排轴向力	变化幅度 / %		
	BothYL	PR1YL	PR2YL
高涡导叶	0.00	0.00	0.00
高涡动叶	0.00	0.00	0.00
低涡导叶	-0.04	-0.03	-0.01
低涡动叶	-0.57	-0.49	-0.08
动涡 1 导	-2.42	-2.12	-0.33
动涡 1 动	3.66	4.15	-0.46
动涡 2 导	-1.98	-0.73	-1.25
动涡 2 动	4.28	-0.24	4.54
轴向力合计	0.30	0.12	0.19

表 4 最大巡航状态涡轮部件叶排轴向力变化

Tab.4 Variation of axial force on the blade row under max cruise condition

叶排轴向力	变化幅度 / %		
	BothYL	PR1YL	PR2YL
高涡导叶	0.00	0.00	0.00
高涡动叶	0.00	0.00	0.00
低涡导叶	-0.04	-0.03	0.00
低涡动叶	-0.51	-0.45	-0.06
动涡 1 导	-2.85	-2.50	-0.38
动涡 1 动	3.77	4.40	-0.59
动涡 2 导	-3.62	-0.95	-2.67
动涡 2 动	3.61	-0.13	3.61
轴向力合计	0.27	0.11	0.14

表 3 显示在地面起飞状态下,动力涡轮两级动叶预扭对高涡导叶和动叶的轴向力没有影响;对低涡导叶的轴向力影响极弱,量级不到 0.05%;使低涡动叶的轴向力减小 0.57%。动力涡轮两级动叶预扭对动力涡轮各排叶片轴向力的影响量级均超过 1%:使动涡一导减小 2.42%,使动涡一动增大 3.66%,使动涡二导减小 1.98%,使动涡二动增大 4.28%。动涡一动预扭对动涡一动的轴向力影响最

强,对动涡一导的影响其次,并使前者增大,使后者减小;动涡二动预扭对动涡二动的轴向力影响最强,对动涡二导的影响其次,也是使前者增大,使后者减小。从表 4 还可以看出动力涡轮两级动叶分别预扭造成的涡轮部件各排叶片轴向力的变化相加基本上和两级动叶同时预扭造成的轴向力变化一致,即两级动叶分别预扭造成的轴向力变化可以叠加。

对比表 4 和表 3 可以看出,最大巡航状态下动力涡轮动叶预扭造成的涡轮部件各排叶片轴向力的变化规律和量级同地面起飞状态下的情形一致。

### 2.2.3 进口气流角

表 5 和表 6 分别给出了地面起飞状态和最大巡航状态下,3 种预扭设置的涡轮部件各排叶片进口气流角相对于无预扭设置的变化情况的计算结果。气流角的变化幅度定义为有预扭设置的算例的计算结果与算例 NoYL 之差  $(^\circ)$ 。

表 5 地面起飞状态涡轮部件各叶排进口气流角变化

Tab.5 Variation of inlet flow angle of each blade under ground take-off condition

进口气流角	变化幅度 / ( $^\circ$ )		
	BothYL	PR1YL	PR2YL
高涡动叶	0.0	0.0	0.0
低涡导叶	0.0	0.0	0.0
低涡动叶	0.0	0.0	0.0
动涡 1 导	-0.2	-0.1	0.0
动涡 1 动	0.9	0.8	0.1
动涡 2 导	-1.2	-1.5	0.2
动涡 2 动	0.7	0.0	0.7
排气支板	-1.7	0.0	-1.7

表 6 最大巡航状态涡轮部件各叶排进口气流角变化

Tab.6 Variation of inlet flow angle of each blade under max cruise condition

进口气流角	变化幅度 / ( $^\circ$ )		
	BothYL	PR1YL	PR2YL
高涡动叶	0.0	0.0	0.0
低涡导叶	0.0	0.0	0.0
低涡动叶	0.0	0.0	0.0
动涡 1 导	-0.1	-0.1	0.0
动涡 1 动	0.8	0.7	0.1
动涡 2 导	-1.0	-1.2	0.2
动涡 2 动	1.0	0.0	0.9
排气支板	-0.6	0.0	-0.7

表 5 显示在地面起飞状态下, 动力涡轮两级动叶预扭对高、低压涡轮各排叶片进口气流角没有影响, 对动力涡轮各排叶片及排气支板的进口气流角有影响: 对动涡一导的进口气流角影响较小, 使之减小 0.2°; 对动涡一导后的几排叶片的进口气流角的影响较显著: 动涡一动增大 0.9°, 动涡二导减小 1.2°, 动涡二动增大 0.7°, 排气支板减小 1.7°。动涡一动预扭影响包括动涡一动在内的前后三排叶片的进口气流角, 动涡二动预扭也是影响包括动涡二动在内的前后三排叶片的进口气流角。两级动叶分别预扭对各排叶片进口气流角造成的影响基本上可以叠加。

对比表 6 和表 5 可以看出, 在最大巡航状态下, 动力涡轮动叶预扭对涡轮部件各排叶片进口气流角的进行规律与地面起飞状态下的情形一致, 影响的量级除排气支板外也基本一致。最大巡航状态下, 排气支板的进口气流角的变化幅度较小, 不到 1°。

需要指出的是, 地面起飞和最大巡航状态下, 动涡一导后的四排叶片进口攻角的正负状态是不同的。在地面起飞状态, 动涡一导后四排叶片进口攻角为负攻角; 而在最大巡航状态, 动涡一导后四排叶片进口攻角为零攻角或正攻角。两种状态下, 进口气流角相同方向的变化造成进口攻角向零攻角方向变化的趋势不一致, 从而对叶片气动损失的影响不同。

#### 2.2.4 气动损失

表 7 和表 8 分别给出了地面起飞状态和最大巡航状态下 3 种预扭设置的涡轮部件各排叶片总压损失相对于无预扭设置的变化情况的计算结果。总压损失定义为: (叶排进口总压 - 叶排出口总压) / 叶排出口总压, 静叶排取绝对总压, 动叶排取相对总压。

表 7 显示在地面起飞状态下, 动力涡轮两级动叶预扭对高、低压涡轮各排叶片的气动损失影响较弱, 量级不超过 1%, 而对于动力涡轮各排叶片及排气支板的气动损失影响较强, 量级在 2% 以上, 动涡一动、动涡二动及排气支板的损失变化均在 10% 以上, 动涡一动的损失变化甚至达到 36%。两级动叶预扭分别使动涡一导、动涡二导及排气支板的损失减小 2.05%、2.84% 和 14.30%, 使动涡一动、动涡二动的损失增大 36.17% 和 17.39%。动涡一动、二动预扭分别使动涡一动、二动的损失大幅增加。

表 7 地面起飞状态涡轮部件各叶排总压损失变化

Fig. 7 Variation of total pressure loss of each blade under ground take-off condition

总压损失	变化幅度 / %		
	BothYL	PR1YL	PR2YL
高涡导叶	0.00	0.00	0.00
高涡动叶	-0.01	0.00	0.00
低涡导叶	-0.03	-0.02	0.00
低涡动叶	-0.80	-0.68	-0.10
动涡 1 导	-2.05	-1.80	-0.28
动涡 1 动	36.17	43.04	-6.69
动涡 2 导	-2.84	-2.00	-0.83
动涡 2 动	17.39	-1.50	19.38
排气支板	-14.30	-0.80	-14.58

表 8 最大巡航状态涡轮部件各叶排总压损失

Fig. 8 Variation of total pressure loss of each blade under max cruise condition

总压损失	变化幅度 / %		
	BothYL	PR1YL	PR2YL
高涡导叶	0.00	0.00	0.00
高涡动叶	-0.01	-0.01	0.00
低涡导叶	-0.03	-0.02	0.00
低涡动叶	-0.74	-0.65	-0.09
动涡 1 导	-2.13	-1.94	-0.33
动涡 1 动	3.98	5.86	-1.70
动涡 2 导	-2.59	0.06	-2.64
动涡 2 动	2.29	-0.37	0.89
排气支板	2.33	0.62	4.89

对比表 8 与表 7 可以看出, 最大巡航状态下, 动力涡轮两级动叶预扭对涡轮部件各排叶片的气动损失的影响规律与地面起飞状态基本相同: 对高、低压涡轮各排叶片的气动损失影响较弱, 量级不超过 1%; 对其它排叶片的气动损失影响较强, 量级在 2% 以上; 除排气支板外, 影响的趋势也一致。与地面起飞状态不同的地方在于: 在最大巡航状态下, 动力涡轮两级动叶预扭对动力涡轮两级动叶及排气支板气动损失的影响量级比地面起飞状态小得多, 均不超过 3%, 而且对排气支板的气动损失的影响趋势发生改变, 使排气支板的损失增大。

在最大巡航状态下, 动力涡轮两级动叶预扭对动力涡轮两级动叶及排气支板气动损失的影响量级

比地面起飞状态小得多的原因在于两种发动机工作状态下,预扭使动力涡轮动叶及排气支板的进口气流攻角向零攻角方向变化的趋势不一致。在地面起飞状态下,动力涡轮动叶预扭使动力涡轮动叶进口的负攻角增大,故会加大其气动损失,而在最大巡航状态下,动力涡轮动叶预扭使动力涡轮动叶进口的正攻角减小,故会减小其气动损失。对于排气支板而言,在地面起飞状态下,预扭(动涡二动)使排气支板进口的负攻角减小,故会减小其气动损失,而在最大巡航状态下,预扭使排气支板进口的正攻角增大,故会增大其气动损失。

### 3 结 论

本文以某发动机的整个涡轮部件为研究对象,研究了地面起飞和最大巡航两种发动机工作状态下,两级动力涡轮动叶预扭的引入对涡轮部件的气动性能和流动情况造成的影响,得到如下结论:

(1) 动力涡轮动叶预扭对通过涡轮部件的流量、高低压涡轮的效率、高压涡轮的功率无影响或影响微弱,地面起飞状态和最大巡航状态结论一致;

(2) 动力涡轮动叶预扭对低压涡轮和动力涡轮的膨胀比、功率及动力涡轮的效率有明显影响,膨胀比和功率的影响量级为 0.2% ~ 0.7%,效率的影响量级为 0.1% ~ 0.2%。地面起飞状态下的影响幅度比最大巡航状态下要大,而且影响规律在动力涡轮第二级不同;

(3) 动力涡轮动叶预扭对涡轮部件低压涡轮后各排叶片的轴向力、进口气流角、总压损失的影响显著,影响的量级分别为 2% ~ 5%, $1^{\circ}$ , 2% ~ 36%。地面起飞状态和最大巡航状态下的气动影响规律除叶排的气动损失外基本一致。由于地面和空中两种状态下,动力涡轮和排气支板的工作状态不同,从而对其气动损失的影响规律不同;

(4) 动力涡轮两级动叶分别预扭对涡轮部件气动性能和流动情况产生的影响基本上可以叠加;

(5) 动力涡轮动叶预扭使动叶通道的喉部面积改变,造成其流通能力的改变,而涡轮部件的限流截面在高压涡轮部分,故低压涡轮后的压力场必须调整以保证流量不变;而低压涡轮后压力场的变化造

成了涡轮部件气动性能和流动情况发生变化。

### 参考文献:

- [1] 黄庆南,申秀丽,田 静. 涡轮动叶锯齿形冠的预扭设计[J]. 航空发动机,1999(4): 1-3.  
HUANG Q N, SHEN X L, TIAN J. Pretwist design of the sawtooth shroud on turbine rotor blades [J]. Aeroengine, 1999(4): 1-3.
- [2] 黄庆南,等. 航空发动机设计手册(第10分册). 北京: 航空工业出版社, 2001.  
HUANG Q L et al. Aero engine design manual (Tenth Edition) [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001.
- [3] 丛佩红,张连祥,刘廷毅. 航空发动机涡轮转子叶片锯齿形叶冠紧度的最佳选择[J]. 航空发动机, 2000(2): 9-12.  
CONG P H, ZHANG L X, LIU T Y. Optimal tightness selection for the sawtooth shroud on turbine rotor blades [J]. Aeroengine, 2000(2): 9-12.
- [4] 孙立业,王 鸣,周柏卓. 涡轮叶片叶冠的预扭设计分析[J]. 航空发动机, 2005(3): 20-22.  
SUN L Y, WANG M, ZHOU B Z. Pre-twist design analysis of turbine blade shroud [J]. Aeroengine, 2005(3): 20-22.
- [5] 杨 鑫,马艳红,洪 杰. 基于接触状态的叶冠预扭设计[J]. 航空发动机, 2008(4): 13-15.  
YANG X, MA Y H, HONG J. Pre-twisted design of shroud at contact state [J]. Aeroengine, 2008(4): 13-15.
- [6] SZWEDOWICZ J, VISSER R, SEXTRO W, et al. On nonlinear forced vibration of shrouded turbine blades [J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(1): 011002-1-9.
- [7] PETROV E P. Explicit finite element models of friction dampers in forced response analysis of bladed discs [J]. ASME Paper, GT2007-27980.
- [8] KOH K H, GRIFFIN J H, FILIPPI S, et al. Characterization of turbine blade friction dampers [J]. ASME Paper, GT2004-53278.
- [9] 汤 凤,孟 光. 带冠涡轮叶片的接触分析[J]. 噪声与振动控制, 2005(4): 5-7.  
TANG F, MENG G. Contact analysis of shrouded turbine blade [J]. Noise and Vibration Control, 2005(4): 5-7.
- [10] 杨 鑫,马艳红,洪 杰. 基于接触状态的叶冠预扭设计和磨损分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2008(3): 35-39.  
YANG X, MA Y H, HONG J. Pre-twist design of blade shroud and analysis of abrasion based on contact state [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2008(3): 35-39.

(单丽华 编辑)

non-uniformity is also different slightly. Flow loss is mainly caused by the wake and leakage flow of the AGV. The decrease of installation angle of the NO.4 AGV increases the loss ,resulting the exacerbated suction separations of the NO.6 and NO.7 stators. **Key words:** distortion ,compressor ,stator ,cascade experiment ,numerical simulation

翅片管汽轮机油冷却器传热性能试验研究 = **Experimental Study on Heat Transfer Performance of Fin Tube Oil Cooler of Steam Turbine** [刊 汉] OUYANG Xin-ping ,LIU Bing-xiao ( School of Energy and Power Engineering ,University of Shanghai for Science and Technology ,Shanghai ,China ,Post Code: 200093) //Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2016 31(8) . -31 ~37

The heat transfer performance and pressure drop in finned tube oil cooler was experimentally studied. The rib effect coefficient of the tested tube was 10.6. The experimental data was compared with the theoretical data available. The correlations for both convective heat transfer and flow resistance from the inside and outside of tubes were determined by using the Wilson method and the least square principle. It is shown that the heat transfer coefficient inside the tested tube achieves  $1\ 000 \sim 3\ 000\ \text{W}/(\text{m}^2 \cdot ^\circ\text{C})$  5 ~6 times higher than that of the bare tube oil cooler. Compared to the bare tube oil cooler with the same shell diameter ,it saves two thirds of the heat exchanger volume. For the same heat exchanger volume ,the amount of the high ribbed tubes are about 60% of that of the bare tubes ,so the heat capacity of high ribbed tubes is 3 ~4 times as that of the bare tube oil cooler. **Key words:** fin tube ,oil cooler , heat transfer performance ,flow resistance

过量空气系数对沼气内燃机-ORC 系统性能的影响 = **The Influence of Excess Air Ratio on the Performance of the ICE-ORC System** [刊 汉] LI Jin-ping ,WANG Qiu-gang ,ZHOU zheng-qing ( Western China Energy & Environment Research Center ,Lanzhou University of Technology ,Lanzhou ,China ,Post Code: 730050) //Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2016 31(8) . -38 ~43

In order to improve the performance of the ICE-ORC combined cycle system ,the influence of excess air ratio was studied. A numerical model of the ICE-ORC combined cycle system was established and related simulations was done for different methane concentrations of biogas with the theoretical air-fuel ratio/excess air ratio from 1.1 to 1.6. The simulation results showed that the increase in excess air ratio can enhance the thermal efficiency of the combined cycle system within certain ranges. The larger the methane concentration of the biogas is ,the smaller the range of the excess air ratio that can enhance the system thermal efficiency will be. With the same excess air ratio , the system thermal efficiency will be improved with the increase of methane concentration of biogas. **Key words:** ICE-ORC ,excess air ratio ,system thermal efficiency ,methane concentration

动力涡轮动叶预扭对涡轮部件气动影响研究 = **Aerodynamic Effects of Pre-twist of the Power Turbine Blade on the Turbine Part** [刊 汉] YANG Jie ,LIU Dong-hua ,PAN Shang-neng ,LU Cong-ming ( AVIC Aviation Powerplant Research Institute Zhuzhou ,China ,Post Code: 412002) //Journal of Engineering for Thermal Energy &

Power. -2016 31(8). -44 ~50

In the low pressure turbine of aero-engines ,especially the power turbine of turbo-shaft and turbo-prop engines ,the rotor blades are usually shrouded and pre-twisted. The introduced pre-twist in power turbine rotor blades is inevitable to bring certain effects on the aerodynamic performance and flow status of the turbine parts. This paper ,taking the whole turbine part of a certain engine as the research object ,numerically investigated the aerodynamic effects of the pre-twist in two-stage power turbine rotor blades on the turbine part under ground take-off and max cruise conditions. The results showed that the pre-twist in two-stage power turbine rotor blades has evident effects on the performance and flow status of the LP turbine and power turbine in the turbine part ,and the effects produced by the two-stage rotor blades respectively can be overlaid. As the power turbine operation status is distinct on ground and in the air ,the pre-twist effect on the aerodynamic loss in the power turbine is also distinct. **Key words:** power turbine blade ,pre-twist ,aerodynamic effects ,ground takeoff ,max cruise

液压型风力发电机组功率追踪及功率平滑多目标控制研究 = **Research on Multi-objective Control of Maximum Power Point Tracking and Power Smoothing in Hydraulic Wind Turbine** [刊 汉]ZHANG Yin ( School of Mechanical Engineering of Yanshan University , Qinhuangdao , China , Post Code: 066004) , KONG Xiang-dong ( Hebei Provincial Key Laboratory of Heavy Machinery Fluid Power Transmission and Control , Yanshan University , Qinhuangdao , China , Post Code: 066004) , CHEN Li-juan ( School of mechanical engineering of Yanshan University , Qinhuangdao , China , Post Code: 066004) , CHEN Li-jian ( School of Mechanical Engineering of Yanshan University , Qinhuangdao , China , Post Code: 066004) , AI Chao ( Hebei Provincial Key Laboratory of Heavy Machinery Fluid Power Transmission and Control , Yanshan University , Qinhuangdao , China , Post Code: 066004) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2016 31(8). -51 ~58

In this paper ,the control of maximum power point tracking and power smoothing in the hydraulic wind turbine and under low wind speed conditions was investigated. The inverse system model of hydraulic wind turbine was first established ,followed by the analysis of the nonlinearization of the model and the determination of the decoupling method of inverse system. Then the method of inverse system was used to design the hydraulic system torque controller for the maximum power point tracking. And finally the multi-objective optimal controller for power tracking and power smoothing was designed based on the method of linearity quadratic form optimal control. Corresponding simulation and experimental studies were conducted based on the 30 kVA hydraulic wind turbine experiment platform ,and the feasibility of the method was verified. Both simulation and experimental results showed that the presented method has achieved the control goal ,and the maximum power point tracking control is guaranteed while the power smoothing control is also ensured. These research results are believed to provide a theoretical and experimental reference for the further research in the hydraulic wind turbine. **Key words:** wind power ,power tracking ,power smoothing ,hydraulic transmission ,inverse system ,multi-objective optimization

对冲旋流锅炉的配风调整试验研究 = **Optimization on Air Supplication of Pulverized Coal Fired Boiler with**