

文章编号: 1000-8055(2003)05-0587-06

可调桨距冲压空气涡轮气动特性实验 与数值分析

刘思永, 方祥军, 王 屏

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘要: 冲压空气涡轮风洞实验主要目的是采用相似准则, 模拟空中加油工作状态, 测量涡轮输出功率, 分析涡轮气动特性。实验分别使用励磁发电机和加油泵作为测功器, 通过调桨变距并测量最大输出功率。气动特性实验表明在风洞气流速度比加油机最小飞行速度低16%的条件下, 冲压涡轮输出功率即可满足加油需要。论文还采用高数值稳定性代数 Baldwin-Lomax 湍流模型模拟冲压涡轮全三维混合型流场, 分析流场主要气动特性, 讨论桨叶表面载荷的分布。数值模拟结果显示在冲压空气涡轮桨叶近轮毂区域需要进一步优化。

关键词: 航空、航天推进系统; 冲压空气涡轮; 可调桨距; 气动特性; 混合型流场

中图分类号: V 211.59

文献标识码: A

The Aerodynamic Characteristic Experiment and Numerical Analysis of Ram Air Turbine with Autocoarse Pitch

LIU Si-yong, FANG Xiang-jun, WANG Ping

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

Abstract: The aim of wind tunnel experiment of ram air turbine was mainly to simulate the real flight-refuel conditions on the basis of employing similarity criteria. In the meantime, the output power of the turbine was measured, and its aerodynamic characteristics were further analyzed. An exciter motor-generator and a refueling pump were used as the dynamometer machine. The maximal output power could be obtained by means of adjusting the pitch of ram turbine blades. It was found that the output power of ram air turbine can satisfy the flight-refuel needs on conditions that the air speed of wind tunnel is 16% lower than the minimal flight speed of aircraft tanker. The Baldwin-Lomax turbulence model with highly numerical stability was used to simulate the 3-D internal and external mixed flow fields of ram air turbine. The main dynamic parameters of turbine flow field were investigated and the cause of bad distributing on the blades surface was also discussed. It was revealed that the ram air turbine performance could be improved by optimizing the blades near the hub region.

Key words: aerospace propulsion system; ram air turbine;
autocoarse pitch; aerodynamic characteristic; mixed flow fields

收稿日期: 2002- 11- 26; **修订日期:** 2003- 06- 30

作者简介: 刘思永(1939-), 男, 湖南长沙人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院教授, 主要从事涡轮动力工程研究

1 前言

冲压空气涡轮 (Ram air turbine 以下简称 RAT) 是一种飞机外挂动力装置, 它依靠飞机飞行时的空气动能吹动叶片旋转, 以带动相联的轴高速旋转, 将高速气体动能转变为机械能输出, 是空中加油机加油泵吊舱动力, 也可带动发电机, 作干扰机吊窗动力。如英 MK-32 吊舱动力、EA-6B 电子对抗吊舱动力、波音 757/767/777, A 330/340 的应急动力等^[1]。由于飞机飞行高度与速度在飞行包线内变化, 因此 RAT 的迎风速度、工作转速和输出功率是变化的, 需要自动调节冲压涡轮叶片桨距 (叶片的迎风角度), 来调整气动状态, 以获得高气动力品质和输出最大轴功率。

论文主要工作是对我们自行研制的可调桨距双余度控制某型冲压空气涡轮^[2,3]进行气动特性实验。为满足在飞行包线内 RAT 输出最大功率要求, 叶片桨距可以调整。在机械限速和任何情况下, 当转速大于 7200 r/min 时, 自动顺桨保护涡轮。该型冲压涡轮已经先后通过了地面风洞实验和空中飞行实验。

论文另部分工作对 RAT 进行了全三维 CFD 数值模拟。由于冲压涡轮的气动性能理论计算与分析基本上采用螺旋桨/旋翼理论。从早期的动量-叶素理论、Goldstein 的片条理论到近期的升力线方法^[4]。因不考虑粘性和压缩性, 计算精度不足。而三维边界层积分方程不能完全揭示流场信息^[5]。论文选用具有高数值稳定性的代数 Baldwin-Lomax 湍流模型, 对 RAT 进行了数值风洞实验, 分析其流动特性和改进方向。

2 风洞特性实验

2.1 RAT 结构简介

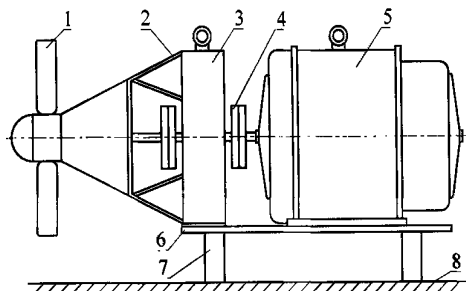
RAT 是由两个叶片组成的悬臂结构, 额定设计功率为 40 kW。桨叶安装在轮毂上, 轮毂悬臂支承在两个滚珠承力轴承上。它整个设计采用单元体设计, 加油泵共轴, 并有安装边与油泵壳体的安装边相连。RAT 的输出轴既可以连接油泵, 作加油泵动力, 也可以联接发电机, 作应急电源动力。RAT 具有独立的润滑系统和密封系统, 不与油泵相通。润滑采用可保证在 -70℃ 到 +90℃ 范围内良好运转的油脂润滑。由一个滚珠丝杠完成 RAT 调桨变矩。

2.2 实验装置和方法

RAT 设计在飞行包线内, 额定设计转速 6500

r/min, 最大转速 6900 r/min, 限制转速 7200 r/min, 并且最低功率不小于 40 kW。

RAT 风洞实验分别在两座风洞中进行, 风洞直径 2.5 m, 用直流电机发电作为负载。实验装置如图 1, 将实验装置安装在开式风洞支架上, 使 RAT 转动轴线对准风洞中心线, 偏差不超过 2 mm。气流吹动 RAT 高速旋转, 经减速箱后带动直流发电机发电, 并用电炉丝消耗电能。



1 冲压涡轮 2 承力轴承架 3 减速箱 4 联轴器
5 励磁电机 6 平台 7 支架 8 风洞壁面

图1 冲压空气涡轮风洞实验装置图

Fig 1 Wind tunnel experiment charging floor of RAT

实验采用改变直流电机励磁电压的办法调节发电机负载。测定发电机电压和电流大小, 即可测出 RAT 输出功率 N_{RAT}

$$N_{\text{RAT}} = IV / (\eta_m \eta_r \eta_l) \quad (1)$$

式中, I 为直流电机电枢电流, V 为直流电机电枢电压, η_m 直流电机电枢效率, η_r 减速箱效率, η_l 尼龙联轴器效率。

带油泵实验时, RAT 与加油泵连接后, 装在承力法兰上, 用水作为工质, 测量油泵进出口压差 ΔP 和流量 Q 。则加油泵功率 N_p 为:

$$N_p = Q \cdot \Delta P \quad (2)$$

若泵的总效率用 η 表示, 则 RAT 输出功率 N_{RAT} 为:

$$N_{\text{RAT}} = N_p / \eta \quad (3)$$

RAT 变距能力实验, 保持风速, 改变涡轮叶片桨距, 调整电机或油泵转速 n , 要求在步进电机的带动下, 涡轮叶片能自如的变距, 将 RAT 从顺桨转速推至最大限制转速, 清零时能自动顺桨。只要符合相似准则尖速比 $\lambda = 2.0 \sim 0.764$ 的条件, RAT 能推上拉下转速自如, 清零顺桨自如, 则认为调桨变距能力符合飞行包线内的要求。

2.3 风洞实验相似准则

RAT 在飞行包线范围内 (图 2), 不管飞行高度、飞行速度如何变化, 均要保证其最小输出功率

及转速在额定工作转速内。这就要求 R A T 调桨变距, 桨叶在一定的转角范围内变化, 保证最佳攻角。而在低速风洞中, 来流风速较低 (小于 90 m/s), 不能达到飞行包线的最低风速 (107.8 m/s), 因此风洞实验按照相似准则模拟飞行状况。本实验采取的相似准则是尖速比:

$$\lambda = U_{tip} / V_0 \tag{4}$$

其中: U_{tip} 表示 R A T 叶尖切线速度, V_0 表示来流速度。

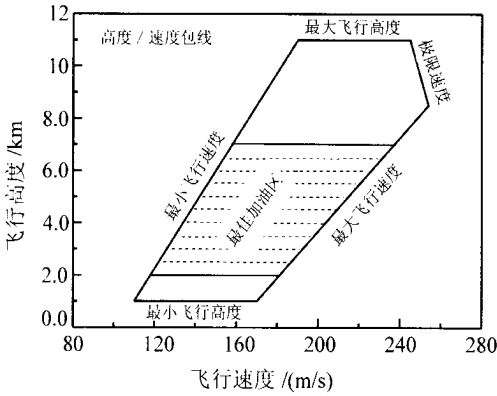


图2 空中加油机飞行包线
Fig 2 A aircraft tanker height/speed envelope

根据飞行包线, 气动相似准则尖速比 $\lambda = 2.0 \sim 0.764$ 。尖速比的几何意义实际是桨叶变距角, λ 值越大, 变距角也越大。由于实际飞行速度大于风洞来流速度, 在相同转速下, R A T 实际飞行桨叶变距角小于风洞实验变距角。在 R A T 的风洞实验中, 必须保证参数 λ 在指定的范围内变化, 才能保证风洞实验气动状况和空中飞行一致。由相似准则, 如果 λ 不变, 风速 V_0 增加, 则切线速度 U_{tip} 增加, R A T 转速 n 也增加。如风洞实验中, $V_0 = 77.4 \text{ m/s}$ 时, $n = 5269 \text{ r/min}$, $\arctan \lambda = 66.43^\circ$; 如果保持这个叶尖位置角, 则最低飞行速度 $V_0 = 107.8 \text{ m/s}$ 时, $n = 7339 \text{ r/min}$, R A T 处于超转工作状态, 但通过调桨变距, 减小叶尖位置角, 就可满足 R A T 在可控转速下工作。因此 R A T 风洞实验变桨距时, 严格按照相似准则 $\lambda = 2.0 \sim 0.764$, 则认为可以满足飞行包线的要求。

如果风洞实验 λ 值大于飞行包线 λ 值, 则叶片角度大于飞行状态状况下的叶片角, 造成叶片气动力、叶片离心力和步进电机的合力不足以克服离心块配重力与弹簧的机械合力, 导致空中飞行时, R A T 不能成功顺桨, 不能满足理论工作转速。

2 4 实验结果分析

图3为在定常来流速度和定常转速条件下, R A T 桨叶变距角与净输出功率图。说明在一定风速和转速条件下, 即在相似参数尖速比 λ 为常数时, 有一个最佳变距角使 R A T 输出功率最大。实际上, 最佳变距角正对应了沿叶片径向平均的最佳气流攻角, 在此攻角下, 叶片气动力品质最好, 流动状态最合理, 输出功率最大。R A T 变距的目的也就是调整气流攻角, 获得最佳工作状态, 满足加油泵输油时对其功率的要求。

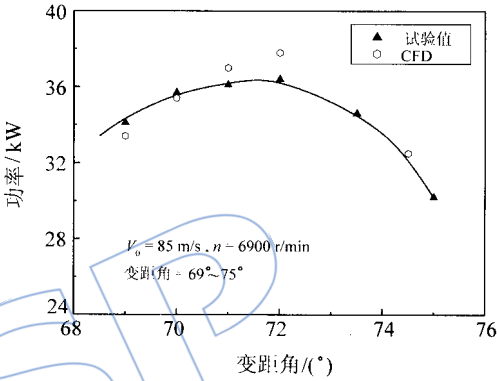


图3 R A T 变距角和净输出功率关系图
Fig 3 Relevance of Pitch angle and net output power

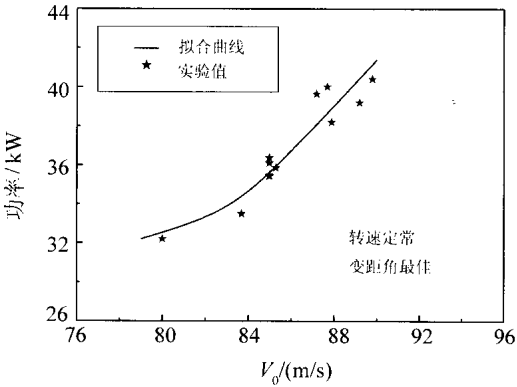


图4 R A T 风速和净输出功率关系图
Fig 4 Relevance of air speed and net output power

转速恒定时, 随着来流速度增加, 通过调整变距角, R A T 输出功率迅速增加, 如图4, 功率和风速变化曲线是一条凹线。风洞实验表明, 在风速为 90 m/s 时, R A T 输出功率即可满足加油泵输油功率 40 kW 要求。而实际加油机最小飞行速度为 107.6 m/s, 风洞速度比之低 16%, 因此, 实际飞行中, R A T 完全满足空中加油需求。而且由图3可见, 桨叶变距角在相当大的范围内, 都可以满足加油需要。

图5是RAT的设计点带泵功率特性图。该点选择在空中加油飞行高度最高,速度最低状态,如果这个状态下能够满足空中加油所需功率,则在整个飞行包线内,都可胜任加油任务。图5显示在转速为5800 r/min~6100 r/min和变距角为35°时,RAT输出功率即可达到设计要求。在建议的空中加油飞行区域,如图6为区域内一点,RAT工作状态大大改善,在相当大的区域都远远超过加油所需最小功率。

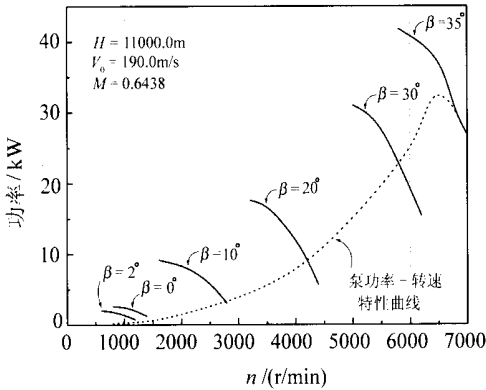


图5 冲压空气涡轮设计状态功率特性图

Fig 5 Power characteristic curves of RAT on design condition

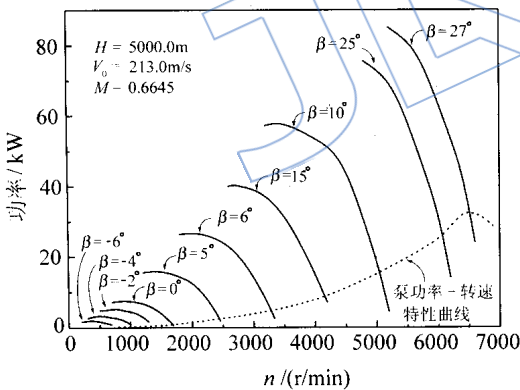


图6 冲压空气涡轮功率特性图

Fig 6 Power characteristic curves of RAT

RAT 还有一个重要的指标,即在不加油的顺桨状态,发出的功率和转速越小越好,即消耗飞机动能越小越好。在桨叶变距角(叶根位置)为-6°、-4°、-2°和0°时(见图5、6),功率特性图显示RAT只消耗了飞机仅仅几千瓦的动能,减少了飞机不加油飞行时迎风阻力。

风能利用系数 C_p 是衡量RAT气动性能优劣的一个重要参数。如图7,在实验的尖速比 λ 范围内,实验值均达到理论计算的 C_p 性能值。而实

际加油时 λ 值在2.0~0.764范围内,是 C_p 最高区域。即风洞实验在偏离设计优化值时,在气动参数相对苛刻条件下,RAT就可以满足加油额定功率。

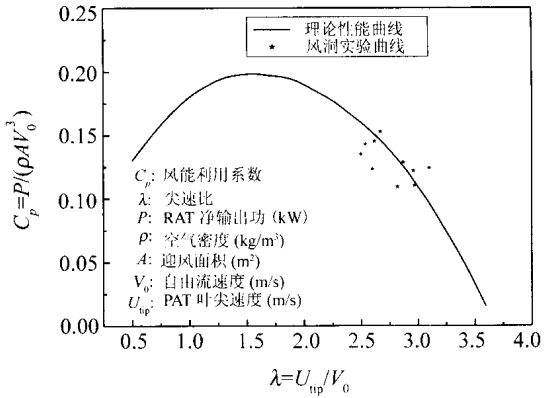


图7 RAT理论气动性能和实验性能比较

Fig 7 Theoretical and experimental wind energy coefficient

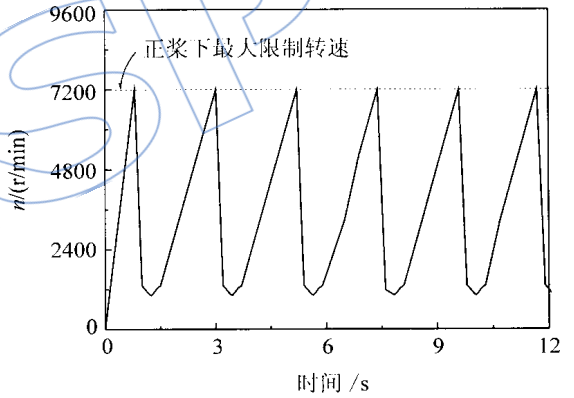


图8 冲压空气涡轮超速顺桨实验程序图

Fig 8 RAT over-speed positive pitch experiment

RAT 另一个关键要求是能否超速自如顺桨。RAT 变距能力实验见图8。在RAT由顺桨低速升高到最大限制转速后,能够在1s中内顺桨,并将转速下降到顺桨转速。

3 数值分析

RAT 流场是相当复杂的内外混合型流场^[6]。受自由流的影响,桨叶尖部旋转边界的流动不同于具有涵道或外机匣的涡轮叶尖泄露二次流,内外流边界具有强烈的卷吸和掺混。在对其气动特性进行风洞实验的同时,亦对RAT流场进行了全三维数值定常模拟。数值模拟状态完全同风洞实验状态,无穷远自由边界条件取风洞固壁边界。

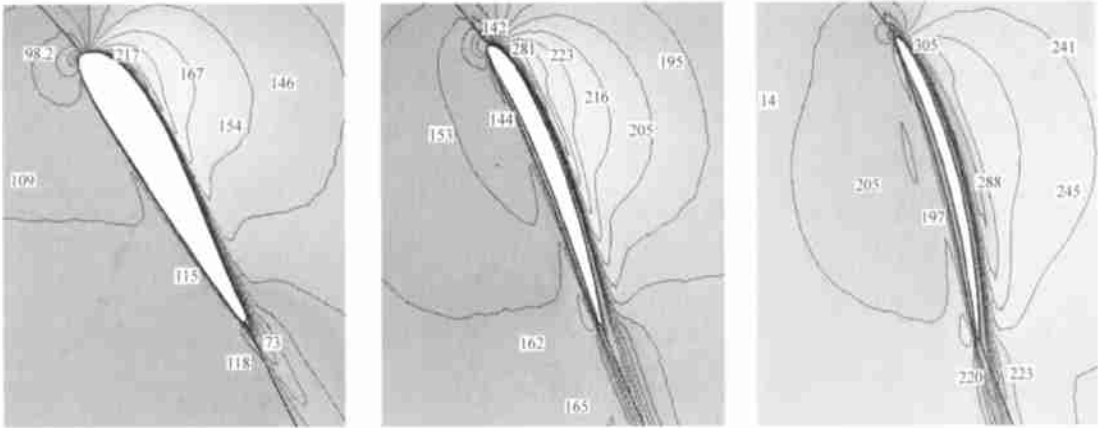


图9 桨叶 $r = 0.12\text{ mm}, 0.20\text{ mm}, 0.28\text{ mm}$ 截面等相对速度分布图

Fig 9 Relative velocity contours in the radius $0.12\text{ mm}, 0.20\text{ mm}$ and 0.28 mm sections of blade of RA T

3 1 数值模拟方法

RAT 涡轮流场分为内流域和外流域。内流域分为非旋转域和旋转域, 旋转域又分为前延伸段, 桨叶段和后延伸段; 外流域包括内流域的两个延伸域和桨叶叶尖到外边界区域。本文工作采取 H 型多网格拼凑技术生成网格。为有效地消除数值迭代过程的高频摆动误差和低频光滑误差, 网格数目按多重网格规律($K 2^n + 1$)取值。其中内流域网格数目为 26×10^4 , 外流域网格数为 20×10^4 。在近壁面 5% 区域, 网格沿壁面法向完全正交。湍流边界层近壁面网格到壁面法向距离按布拉修斯方程估算。

RAT 轮毂和叶片等固壁面满足无滑移边界条件, 并给定绝热边界。外自由边界一般按黎曼边界条件给定。本算例中, 取风洞 2.5 m 直径绝热无滑移壁面作外边界。

本文选用具有高数值稳定性的代数 Baldwin-Lomax 混合长度模型。内层湍流粘性取普朗特混合长度模型, 外层湍流粘性系数依赖于主流和特征长度。数值求解采用时间推进有限体积差分方法, 四阶显式 Runge-Kutta 格式和多重网格及隐式残差光滑加速收敛技术, 并引入二阶和四阶人工粘性。RAT 全三维流场求解精度为二阶。

RAT 桨叶数目为 2, 叶型为 ARA-D 叶型。RAT 三维气动数值模拟时, 在给定工况下, 生成不同变距角下流场网格求解。计算中, 来流速度取风洞速度 $v_\infty = 85\text{ m/s}$, RAT 转速 $n = 6900\text{ r/min}$ 。工质取空气, 粘性规律遵循萨瑟兰公式。初场赋值取自自由来流气动参数。

3 2 RAT 数值模拟结果分析

图 3 为桨叶在不同变距角下, RAT 输出轴功

率实验值与三维 CFD 计算值比较。涡轮输出功率最大时, 试验值为 36.1 kW, 计算值 37.8 kW, 叶片的最佳变距角在相对角度为 72 位置。数值模拟结果和风洞实验结果相对误差约为 4.7%。桨叶在调整到最佳变距角之前, 随着变距角的增大, 轴功率缓慢上升, 到达最佳变距角后, 输出功率迅速下降。

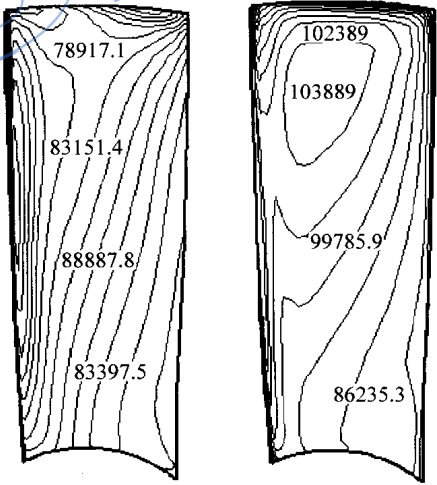


图10 桨叶吸力面和压力面静压分布

Fig 10 Static pressure distribution on the both suction and pressure surfaces of blade

桨叶压力面静压等值线成马蹄型分布(图 10), 中间高, 四周低。高压区域位于相对叶高 80% 处。叶根区域等值线分布比较稀疏, 压力梯度小, 而在叶尖只有相对叶高 2%~4% 的区域, 等值线密布, 静压梯度大。一方面, 气流在桨叶表面随叶片一起旋转, 有一向心加速度, 由径向平衡方程, 必然由径向静压差提供, 因此从叶根到叶尖, 静压为负的逆压梯度; 另一方面, 在叶尖位置, 气流受

到自由流的影响, 旋转流与非旋转流边界有着强烈的掺混, 压力急剧降低。这种强烈的掺混现象, 不同于有机匣的涡轮动叶叶间间隙流, 它与射流相似。而且从压力面到吸力面, 存在压力差。为平衡压差, 气流从压力面绕过叶间端面, 流向吸力面。因此, 在桨叶吸力面, 从叶尖到叶根, 静压先降低, 然后维持一段低压区域后逐渐增大。吸力面近叶根区域, 静压分布尚需改善, 一个原因是设计时综合受强度因素影响, 选取的叶型相对厚度大, 另一个原因是叶根气流攻角过大, 叶片的沿径向几何进口角分布并不完全同该工况下气流角的分布, 同时不能忽略轮毂附面层的影响。叶根压力面和吸力面静压分布图表明, 桨叶主要做功区域在桨叶相对叶高20%~95%区域, 叶根流动状态还有进一步改善空间。

4 结 论

(1) 在风速低于空中飞行速度的开式风洞实验条件下, 通过调桨变距, 冲压空气涡轮即可满足空加油功率40 kW 需要。在工作条件最苛刻的设计点, 同样到达设计值。在飞行包线内, RAT 在相当大的转速范围和变距区域, 都能满足空中加油任务。

(2) RAT 能够超速状态下自如地快速顺桨,

并且顺桨后转速小, 功率低。

(3) 用高数值稳定性的Baldwin-Lomax代数湍流模型, H型网格, 模拟可变距RAT三维内外混合型流场在不同变距状态下流场特性, 风洞实验数据表明数值模拟计算结果是可信的, 相对误差为4.7%。

(4) 三维数值模拟结果表明, 该变距RAT桨叶载荷饱满, 流动状态合理, 但叶片静压分布表明在叶根20%的区域还有做功潜力挖掘, 桨叶的弯扭角可作进一步的改善。

参考文献

- [1] Mike Koerner. Recent Developments in Aircraft Emergency Power[R]. AIAA 2000-2802
- [2] 张剑锋, 刘思永. 半刚性尾涡在冲压空气涡轮性能计算中的应用[J]. 北京航空航天大学学报, 1998, 24(2): 28-30
- [3] 张剑锋, 刘思永. 冲压空气涡轮性能的局部改进的升力线算法[J]. 北京航空航天大学学报, 1997, 23(4): 482-486
- [4] 陈泽民, 潘杰元. 一种计算螺旋桨性能的高效升力线算法[J]. 航空动力学报, 1991, 6(4): 305-309
- [5] 杜朝辉. 旋转对风力涡轮叶片三维边界层影响的数值计算[J]. 太阳能学报, 1999, 20(3): 251-257
- [6] Makoto Iida. Three Dimensional Navier-Stokes Flow-Field Computations through Horizontal Axis Wind Turbine Blade[R]. AIAA 2001-0058