倾转旋翼机气动设计技术

Aerodynamic Design Technology for Tilt Rotor Aircraft

吴希明 仲唯贵 陈平剑 / 中航工业直升机所

摘 要:针对倾转旋翼机气动技术进行了研究,包括过渡状态旋翼动态尾迹和非定常气动特性研究、过渡状态 旋翼/机翼气动干扰特性研究以及倾转旋翼机模型风洞试验。建立了过渡状态旋翼动态尾迹和非定常气动特性 以及旋翼/机翼气动干扰特性的理论分析方法,通过对比公开发表的试验数据和本研究获得的风洞试验结果验 证了方法的有效性。

关键词: 倾转旋翼机; 气动设计; 过渡状态; 气动干扰; 风洞试验 Keywords: tilt rotor aircraft; aerodynamic design; transition; aerodynamic interactions; wind tunnel test

0引言

倾转旋翼机兼具直升机的低速机 动性能和固定翼机的高速巡航性能,具 有场地要求低、机动性好、巡航速度 高、航程远等优点,是未来直升机的重 要发展方向。倾转旋翼机的技术特点带 来了复杂的气动、结构、动力学以及飞 行控制等设计技术问题。气动设计技术 作为飞行器设计的基础是必须首先解决 的关键技术。

针对倾转旋翼机气动设计技术, 国外已开展多年的理论和试验研究。 在试验研究方面,开展了大量的缩比 模型风洞试验,并且进行了全尺寸试 验和飞行试验,构建了详实的试验数 据库,在理论研究方面,通过改进直 升机气动设计方法,并发展计算流体 力学(CFD)等先进设计分析方法,用 于计算和分析倾转旋翼机的气动性能 和气动干扰等问题,形成倾转旋翼机 气动设计技术。多年的理论和试验研 究在提升倾转旋翼机飞行性能的同 时,安全性、舒适性和经济性也得到 提升^[1-4]。

本文针对倾转旋翼机气动设计技

术进行了研究,内容包括过渡状态旋 翼动态尾迹和非定常气动特性研究、 过渡状态旋翼/机翼气动干扰特性研究 以及倾转旋翼机模型初步风洞试验。

1 过渡状态旋翼动态尾迹和非 定常气动特性研究

过渡状态下倾转旋翼非定常气动 特性是倾转旋翼飞行器设计技术研究 的难点之一。目前可用于倾转旋翼气 动特性计算的方法主要包括旋翼计算 流体力学(CFD)方法、自由尾迹方法 以及动态入流方法等。计算流体力学 (CFD)方法虽然是一种精确的求解流 场问题的方法,但是要能够有效捕捉 旋翼流场的细节特征,尤其是旋翼尾 迹涡的特征,需要极大的计算量和计 算时间; 自由尾迹方法虽没有CFD的 求解精度高,但是由于其计算量小, 所以一直是旋翼气动特性研究的主要 方法之一;动态入流理论基于涡管模 型,不仅具有良好的计算精度,而且 相对于自由尾迹模型和CFD方法,具 有更好的计算效率并且适合于瞬态过 程的计算^[5]。

1.1 理论分析方法

1) 广义动态尾迹模型

广义动态尾迹理论(GDWT)是 一种适合于旋翼非定常气动分析的理 论,由气流的连续方程和动量方程出 发推导控制方程。通过将压力分布与 诱导入流分布相关联获得需要的诱导 入流状态控制方程,并在状态空间中 求解入流控制方程得到关键的入流状 态变量^[6-8]。

广义动态尾迹理论的控制方程一 般表达形式为:

 $M[w]^* + L^{-1}[w] = \Phi$ (1) 其中, $M \pi L \Delta$ 别表示垂直于桨盘平面 的法向诱导速度分量及其时间导数的 线性算子, w表示非定常诱导速度, Φ 表示压力函数。

通过在椭圆坐标系下求解压力 函数的拉普拉斯方程可得到用勒让德 函数和超越函数表达的级数形式的压 力函数,该函数给出了桨盘上的压力 分布。垂直于旋翼平面的诱导速度分 布也可以表示为任意谐波次数和任意 阶次径向型函数组成的级数形式表达 式。将级数形式的压力分布函数和诱



导速度分布函数代入到控制方程中, 可以得到压力系数和入流系数的关系 方程:

$$[M] \begin{cases} \vdots \\ \{a_j^r\} \\ \vdots \end{cases}^* + [V] [L^c]^{-1} \begin{cases} \vdots \\ \{a_j^r\} \\ \vdots \end{cases}^* = \frac{1}{2} \begin{cases} \vdots \\ mc \\ n \\ \vdots \end{cases}^* \\ \vdots \end{cases}$$
$$[M] \begin{cases} \vdots \\ \{\beta_j^r\} \\ \vdots \end{cases}^* + [V] [L^s]^{-1} \begin{cases} \vdots \\ \{\beta_j^r\} \\ \vdots \end{bmatrix}^* = \frac{1}{2} \begin{cases} \vdots \\ \{\tau_n^{ms}\} \\ \vdots \end{cases}$$
$$(2)$$

其中, α'_i(ī)、β'_i(ī)表示入流系数, τ^{mc}, τ^{ms}表示与载荷相关的力函数,[M]、 [L]分别为质量矩阵和入流增益矩阵, [V]为与流动参数相关的矩阵。矩阵 [M]、[L]和[V]的具体表达式在文献[2] 中给出。力函数τ^{mc}和τ^{ms}通过桨叶载荷 进行计算,给出方程的边界条件。

在给定旋翼总距、纵向和横向周 期变距后,桨叶载荷可用升力线理论 确定。定义L⁴为作用在第q片桨叶的第 *i*个单元的气动力, ψ_q为第q片桨叶的方 位角,可得到力函数与桨叶载荷之间 的关系式:

$$\tau_n^{oc} = \frac{1}{2\pi} \sum_{q=1}^{B} \left[\int_0^1 \frac{L_q}{\rho \Omega^2 R^3} \phi_n^0(\bar{r}) d\bar{r} \right]$$

$$\tau_n^{mc} = \frac{1}{\pi} \sum_{q=1}^{B} \left[\int_0^1 \frac{L_q}{\rho \Omega^2 R^3} \phi_n^m(\bar{r}) d\bar{r} \right] \cos(m\psi_q)$$

$$\tau_n^{ms} = \frac{1}{\pi} \sum_{q=1}^{B} \left[\int_0^1 \frac{L_q}{\rho \Omega^2 R^3} \phi_n^m(\bar{r}) d\bar{r} \right] \sin(m\psi_q)$$

其中B为桨叶片数。

2) 过渡状态旋翼尾迹弯曲模型

(3)

旋翼倾转过渡过程中,倾转自由 度的引入将使旋翼尾迹发生弯曲变形, 从而引起旋翼入流的附加变化,如图1 所示。尾迹弯曲产生了旋翼沿桨盘的纵 向入流和横向入流扰动,入流的改变导 致旋翼的离轴挥舞响应相位发生改变, 从而使旋翼产生附加的俯仰和滚转力 矩。计算分析时在入流模型中引入尾迹 弯曲对诱导入流的影响。

应用环量沿展向非均匀分布的涡 系理论建立任意飞行状态下的人流模 型,并对广义动态尾迹增广矩阵进行处 理。旋翼尾迹通过从桨根到桨盘边缘脱 出的无限个同心涡管表示,附着环量的 径向变化决定每个涡管的强度。旋翼的 尾迹效应通过弯曲涡管模型建立的旋翼 轴向人流分量与尾迹弯曲曲率之间的关 系引人方程,表达式为¹⁹:

$$\frac{\overline{v}_c}{\overline{v}_0} = K_{Re} \cdot \kappa_c \tag{4}$$

其中, \bar{v}_0 为轴向人流的时均项, κ_c 为尾 迹曲率, K_{Re} 为尾迹曲率参数。

在原广义动态尾迹模型基础上考 虑尾迹弯曲影响,将原方程中的L矩阵 增广为任意机动飞行状态下的矩阵。 扩展后的L矩阵可以表示为:

 $[L] = [[\widetilde{L}] + [C]K_{Re}][V]^{-1}$ (5)

3) 旋翼配平分析与入流求解方法

在求解入流方程(2)的过程中,入 流状态的变化将改变桨叶剖面升力、影 响桨叶挥舞角和旋翼拉力,而桨叶的挥 舞运动和旋翼拉力的改变也将影响桨 叶的入流,因此入流的计算与配平分析 是一个反复迭代求解的过程。诱导速度 的确定需要将桨叶气动力模型、挥舞动 力学方程以及配平方程耦合在一起进 行迭代计算。

计算桨叶载荷和配平过程均需要进行挥舞运动计算,因此首先建立旋 翼挥舞运动方程。桨叶坐标系中,对于



刚性桨叶,忽略桨叶重力影响,在挥舞 铰处受到的作用力矩有气动力矩、离 心力矩、挥舞惯性力矩、弹性铰约束力 矩以及非环量升力力矩。在多桨叶坐 标系中以矩阵形式给出挥舞动力学方 程表示为:

$$\begin{bmatrix} M^{\beta} \end{bmatrix} \begin{cases} a_{0} \\ a_{1} \\ b_{1} \\ a_{d} \end{cases}^{**} + \begin{bmatrix} C^{\beta} \end{bmatrix} \begin{cases} a_{0} \\ a_{1} \\ b_{1} \\ a_{d} \end{cases}^{*} + \begin{bmatrix} K^{\beta} \end{bmatrix} \begin{cases} a_{0} \\ a_{1} \\ b_{1} \\ a_{d} \end{cases}^{*} = \begin{cases} \rho_{0} \\ \rho_{a} \\ \rho_{b} \\ \rho_{d} \end{cases}$$
(6)

其中, a_0 、 a_1 、 b_1 和 a_d 分别为旋翼的锥 度角、纵向和横向周期挥舞系数以及 不同挥舞模态, $[M^{\beta}]$ 为惯性矩阵, $[C^{\beta}]$ 为阻尼矩阵, $[K^{\beta}]$ 为刚度矩阵, $[\rho]$ 为 激振力。

为计算操纵量θ₀、θ_{1c}、θ_{1s},需要 进行旋翼平衡分析。通过预先给定操 纵状态,直接积分旋翼微分方程组, 并在积分过程中不断对操纵量进行修 正,直到所有控制变量达到设定的限 制条件。用于旋翼配平的控制方程可 表示为:

 $[c_i]{\ddot{ heta}_i}+\{\dot{ heta}_i\}=[A_i][B_i]\{\Delta_i\}$ (7) 其中, c_i 为时间常数, $[A_i]$ 为总距和周 期变距增益矩阵, $[B_i]$ 为与挥舞相关的 耦合矩阵, $\{\theta_i\}$ 为操纵量矢量, $\{\Delta_i\}$ 是 期望值与计算差值确定的残值矢量。

1.2 方法验证及分析

1)算例验证

通过文献[10]中NASA完成的模型 旋翼试验结果对所建立的计算方法进 行了验证,包括时均入流和瞬时入流 两种状态下的桨盘诱导速度分布。

时均入流对比结果如图2所示,其 中桨盘横向为垂直来流方向,桨盘纵 向为来流方向。从图中可以看出,试 验测量的诱导速度沿桨盘横向分布,在前行侧和后行侧 均是桨叶中部大而桨尖和桨 根区小,前行侧桨叶的诱导 速度峰值出现在0.4*R*附近, 后行侧桨叶的诱导速度峰值 出现在0.7*R*附近,计算结果 能够预测这种变化趋势,与 试验结果吻合较好。对于诱 导速度沿纵向的分布,除了 桨根区附近有所偏差外,计 算值与试验结果基本一致。

瞬时入流对比结果如 图3所示。计算了在桨盘固 定点处的诱导速度随时间的 变化(去除诱导速度难均 值),周向位置分别为ψ=0° 和ψ=180°,径向位置与试 验测量点相对应。从图中可 以看出,在桨盘固定点处试 验机量的诱导速度随时间变 化呈现出周期性的锯齿形波 形,且波峰数与桨叶片数相 对应。理论计算结果捕捉到 了诱导速度的峰值及波形, 计算结果与试验结果具有很 好的一致性。

2) 倾转旋翼过渡状态气 动特性分析

通过本文建立的分析方 法,计算和分析了倾转过渡 状态对旋翼入流及气动特性 的影响。分别分析了倾转旋 翼倾转角按余弦规律和线性 规律变化时,旋翼拉力、挥 舞角度和旋翼弯矩的响应情 况,见图4~图6。分析结果 表明:有前飞速度时,旋翼 拉力和挥舞锥度角在倾转过 程中逐渐变小,并且倾转角





┗ 图3 桨盘瞬态入流计算方法验证

按余弦和线性倾转规律变化所对应的拉力和 挥舞锥度角响应差别不大,倾转过程中对应 的桨叶挥舞瞬态响应初始时刻就有较大挥舞 振荡运动,但无论是余弦规律变化还是线性 规律变化,都经历了一个先增加然后减小的 响应过程,旋翼倾转时,俯仰力矩的瞬态变 化出现较大的振荡,按余弦规律倾转较线性 规律倾转俯仰力矩变化更大。

2 过渡状态旋翼/机翼气动干扰特 性研究

倾转旋翼机旋翼/机翼/机身之间存在严 重的气动干扰,对其操纵性、稳定性、噪声和 动力学稳定性等方面产生不利的影响,因此 倾转旋翼机气动干扰分析技术是倾转旋翼机 设计技术中的重要内容。目前倾转旋翼机气 动干扰的分析方法主要有两类:自由尾迹方 法和CFD方法。自由尾迹法通常与面元法相结 合,旋翼流场及气动性能通过自由尾迹法计 算,机翼通过面元法离散,经过迭代计算得到 旋翼/机翼相互的气动干扰影响;CFD方法在 计算气动性能和气动干扰方面的应用较广, 将旋翼和机翼流场划分为空间网格,通过求 解完全或简化的N-S方程计算旋翼/机翼的 耦合的流场,计算精度较高^[11-12]。

本文利用CFD方法对倾转旋翼机过 渡状态旋翼/机翼/机身气动干扰特性进行 了研究。采用动量源法模拟旋翼,通过 Jameson中心差分格式以及基于"伪贡献 单元"技术的嵌套网格技术进行数值离 散。并且以V-22倾转旋翼机为算例分析了 倾转旋翼机悬停和过渡状态旋翼/机翼/机身 的气动干扰特性。

2.1 理论分析方法





图4 过渡状态旋翼拉力随时间的变化(µ=0.075)



图5 过渡状态桨叶挥舞角随时间的变化(µ=0.075)



图6 过渡状态俯仰力矩随倾转时间的变化(μ=0.075)

1) 控制方程

气动干扰计算不需要精确捕捉桨叶 附近的流动细节,为了减少计算旋翼流 场的网格数量和网格的复杂性,把桨叶 对气流的作用以动量源的形式代表,把 周期性的流动通过时间平均的办法转化 为"准定常"流动。通过结合旋翼桨叶 的运动方式、几何特征及气动特性,建 立包含动量源项的N-S方程流场求 解方法。

由于旋翼下洗流场的速度不高,将整个流场看作不可压有黏流动。将坐标系定义在惯性系上,以绝对物理量为参数的守恒积分形式的雷诺平均N-S方程为控制方程:

$$-\int_{\Omega} W d\Omega + \int_{S} (\vec{Fi} + \vec{Gj} + H\vec{k} - E) \cdot \vec{n} dS = 0$$

(8)

其中, \vec{i} , \vec{j} , \vec{k} 分别为X,Y,Z三个方 向的单位矢量, \vec{n} 为面的法向矢量。 E为粘性通量。W为守恒变量,F、 G、H为通量,分别表示为



式中, *ρ*, *P*, *H*和*E*分别是空气密 度, 压强, 单位体积的总焓和单位 体积的总能,*S_x、S_y、S_z*是动量源项。 2) 数值离散方法

对控制方程的数值离散包括空 间离散和时间离散。通过有限体积 方法对控制方程进行空间离散,然 后对得到的半离散方程按时间步长 推进从而得到精确解。将空间计算 域划分为有限个互不重叠的四面体 单元,并将积分守恒方程应用于每 个单元,由于各个单元的体积不随 时间变化,所以可将控制方程改写 为:

$$\frac{\partial W}{\partial t} = -\frac{\int_{S} (F\vec{i} + G\vec{j} + H\vec{k} - \vec{E})\vec{n}ds}{\int_{\Omega} d\Omega}$$
(9)

采用中心格式的有限体积法,把 守恒通量的控制点设在单元体中心上, 可以得到每个空间单元的守恒变量方 程。中心格式是不包含耗散项的,所以 计算中的离散误差、循环误差等都不会 衰减,最后的定常解可能会出现振荡。 为了减少振荡,在方程中添加人工黏性 项,采用二阶和四阶耗散项。

控制方程对时间的积分采用显式 的五步Runge-Kutta格式来完成,由于 对于定常解时间的精确并不重要,所 以选择此格式只是因为它的稳定和衰 减的特性。为了减少计算时间,只在 第一步时计算耗散项D,然后在接下 来的各步中D是一个常值。

3) 动量源项计算及添加

使用动量源法模拟旋翼需要通过 叶素理论求解桨叶微段的升阻力,这 需要在桨叶剖面坐标系中计算。而把 桨叶某处微段对气流的作用力平均在 一个旋转周期内,又需要在桨盘直角 坐标系中计算。所以,需要把计算域 坐标系最终转化为桨叶剖面坐标系。 选取旋翼任意方位角半径r处的桨叶 剖面,将计算域直角坐标系下的流场 速度,转化为桨叶剖面坐标系下的速 度,根据翼型特性计算半径r处翼型升 力及阻力。由此可以计算动量源项。 桨盘上动量源项可以通过下式计算:

$$\vec{S} = b \frac{\Delta \phi}{2\pi} (-\vec{F})$$

其中,b为桨叶片数, 2π 为桨叶经过 动量源项对应的网格所需时间与旋转 周期的比例, \vec{F} 是直角坐标系下桨叶 微段所受的空气作用力。

Δø

动量源的计算流程如图7所示。 在保证旋翼流场本质属性和节省 计算资源的前提下,为了有效进行过 渡状态的旋翼模拟,研究中建立了一 种新的动量源项添加方法。该方法预 先生成一个由点构成的虚拟桨盘来模 拟真实桨盘。桨盘上点的位置和密度 可以进行调节以满足计算精度和计算 资源的要求。虚拟桨盘在计算域内的 坐标值与真实桨盘相同,且过渡状态 时随桨盘上的点为单位,随后将计算 所得每一个虚拟桨盘点的动量源项赋 给点所在的网格单元中。需要注意的 是,虚拟桨盘点的划分密度必须要足 够大使得桨盘处每一个网格单元都至

少包含一个虚拟点,否则该方法不能 真实的模拟桨盘对周围气流的作用。

2.2 算例及分析

 1) 悬停状态倾转旋翼机气动干扰 分析

以0.658缩比的V-22倾转旋翼机模 型作为算例验证本文的计算方法^[13],计 算网格采用非结构网格。悬停状态的网 格范围取为18m×21.6m×18m,整个流 场网格由1256267个单元构成。考虑到 计算精度和计算资源的要求,对背景网 格进行了不同的加密,远场网格略为稀 疏。采用的计算网格如图8所示。

通过计算得到了悬停状态倾转旋



图7 动量源项的计算过程







图9



悬停状态机身表面流线分布 图10 沪

10 流场剖面的速度矢量分布局部放大图





图11 悬停状态机翼不同剖面压力系数分布



图12 过渡状态计算网格

翼机机身表面流场和空间流场,机翼 剖面的压力分布以及旋翼拉力系数与 功率系数对应关系,并且与试验值进 行了对比。悬停状态计算得到的机身 表面气流流线分布(图9)。图10为垂直 于桨盘、通过两桨盘中心横向剖面处 的速度矢量分布的局部放大图。从图 中可以看出悬停状态旋翼/机翼/机身干 扰流场的气流分布情况,特别是沿翼 展方向机翼上方下洗气流的分布。两 桨盘内侧的下洗流由于受到机翼及机 身的干扰,气流在机翼和机身处出现 横向移动。尤其在机身上方,两边的 气流沿机翼向内运动在此相遇,然后 相互卷起向上流动,向上卷起的气流 在超过桨盘平面高度以后,在桨盘的 吸附作用下,又向下流过桨盘平面, 前后便形成了一个循环气流。形成倾 转旋翼机悬停流场最显著的特点—— "喷泉效应"。

图11中给出了悬停状态机翼距桨 载中心0.5*R*和0.9*R*剖面处的压力系数 分布,并与试验值进行了对比。其中 压力系数为机翼表面压力与大气压之 差除以桨盘载荷的无量纲值。文献中 给出的实验结果考虑了机翼的前缘襟 翼并忽略了襟翼上的压力,即忽略了 *x/c*>0.75的部分。可以看出在能进行 比较的范围内(大约是0<*x/c*<0.7), 本文的计算值与实验值吻合得较好。 机翼0.5*R*和0.9*R*剖面处机翼上表面压 力系数分布差别较大,这是因为机翼 展向位置不同,旋翼的下洗作用也不 同,越靠近桨载中心的机翼剖面受到 旋翼的下洗作用越大。

2) 过渡状态倾转旋翼机气动干扰
分析

非定常过渡状态的计算由于耗费 计算资源较大,为保证模型计算精度 并降低对计算资源的要求,只对半机 身及其流场进行网格划分。为提高计 算的精度,对过渡过程桨盘运动扫掠 到的范围进行了网格加密,过渡网格 范围取为16.2m×36m×32.4m,考虑



图13 旋翼拉力系数随倾转角度的变化



图14 不同过渡角机身表面压力系数分布



图15 试验模型在风洞中安装

到计算精度和计算资源的要求,对背 景网格进行了不同的加密,远场网格 略为稀疏,单元数量为230万,如图12 所示。

通过对过渡状态的计算分析,研究 倾转角度对旋翼拉力系数的影响、过渡 状态旋翼/机翼/机身的干扰情况以及过 渡状态机身表面压力的分布情况。图13 为旋翼拉力系数随倾转角度的变化,可 以看出随着倾转角度的增加,旋翼的拉 力系数逐渐减小。这主要是因为随着旋 翼的倾转,各片桨叶的迎角随之减小, 在旋翼转速、前飞速度以及旋翼总距等 其他条件不变的情况下,各片桨叶产生 的升力随迎角的减小而减小,从而使旋 翼拉力也相应随之减小。

图14所示为过渡过程中,旋翼位 于不同过渡角时机身表面压力系数分 布图。可以看出随着倾转角的增大,整 个机身上表面压力系数降低。其中机 翼上表面压力系数降低最为明显,而 且前缘出现了低压区,这与文献中描 述的现象是一致的。机翼前缘低压区 的出现是旋翼下洗流对机翼影响的结 果,这一低压区随着倾转角的增加而 增大,表明旋翼下洗流对机翼的作用 也随着倾转角的增加而增大。这一低 压区逐渐增大了机翼的正升力面积, 提高机翼的升力。

3 倾转旋翼机模型风洞试验

倾转旋翼机风洞试验是气动设计 的基础,研究中开展了悬停状态、直升 机状态、过渡状态和前飞状态的倾转旋 翼机旋翼/机翼气动干扰风洞试验。试 验采用了倾转旋翼专用试验台,可以实 现旋翼轴以任意角速度在给定角度的 定位倾转。

3.1 试验模型

采用半展倾转旋翼机模型进行风 洞试验,试验模型包括倾转旋翼模型 桨叶、万向铰式模型桨毂、外段可倾 转的机翼模型以及机身模型。模型桨 叶为全复合材料结构,采用模压成形 工艺制造,模型直径为2.2m。机翼模 型和机身模型均采用实木结构。机翼 模型长度为1.5m,弦长为0.6m。各部 件模型在风洞中的安装如图15所示。

3.2 试验结果

通过试验结果分析了不同状态下 旋翼/机翼的气动干扰特性,包括悬停 状态、直升机状态、过渡状态和前飞 状态。并且通过与本文建立的分析方 法得到的计算结果进行对比,进一步 验证了计算分析方法。对比结果见图 16~图17,从图中可以看出理论计算 结果与试验结果基本吻合,表明研究 建立的分析方法能够用于倾转旋翼飞 行器旋翼/机翼的气动干扰分析。

4 研究结论

本文对倾转旋翼机的气动设计技 术进行了研究,通过研究得到以下结 论:

 1)本文建立的过渡状态旋翼动态 尾迹和非定常气动特性以及旋翼/机翼
气动干扰特性的分析方法能够用于倾
转旋翼机的气动分析。

2)本文开展了初步的倾转旋翼机 气动试验研究,测量参数及试验状态较



图17 过渡状态理论计算与试验结果对比

少,有待开展进一步的研究。

AST AHS

参考文献

[1] Laurel G S. Development of the XV-15 tiltrotor research aircraft[C]// AHS National Specialists' meeting on Tactical V/STOL Aircraft. New Bern, North Carolina: AHS,1989.

[2] David R S. Advanced civil tiltrotor design optimization and issues[C]//49th American Helicopter Society Forum. St. Louis: AHS,1993:885–902.

[3] Trept T. Aerodynamic design of the BA609 civil tiltrotor[C]// The Tiltrotor/Runway Independent Aircraft Technology and Applications Specialists' Meeting of the American Helicopter Society. Arlington, Texas: AHS, 2001.

[4] Yeo H, Johnson W. Performance and design investigation of heavy lift tiltrotor with aerodynamic interference effects[C]//63rd American Helicopter Society Forum. Virginia Beach, VA: AHS, 2007.

[5] Zhao J G, Prasad J V R, Peters D A. Investigation of wake curvature dynamics for helicopter maneuvering flight simulation[C]//59th American Helicopter Society Forum. Phoenix, Arizona: AHS, 2003:1887-1901.

[6] He C J. Development and application of a generalized dynamic wake theory for lifting rotors[D], PhD thesis. Atlanta, GA: Georgia Institute of Technology, 1989. [7] Peters D A, Nelson A M. New developments in dynamic wake modeling for dynamics applications[C]// 57th American Helicopter Society Forum. Washington, DC: AHS, 2001:1150-1159.

[8] Makinen S M, Peters D A. Comparison of dynamic wake models with closedform optimum propeller solutions[C]//30th European Rotercraft Forum. France: ERF, 2004.

[9] Barocela E. The effect of wake distortion on dynamic inflow for lifting rotors[D]. Masters thesis. St. Louis MO: Washington University,1997.

[10] Charles B D, Hassan A A. A correlation study of

rotor inflow in forward flight[C]//44th American Helicopter Society Forum. Washington, DC: AHS, 1988: 73–85.

[11] Johnson W. Influence of wake models on calculated tiltrotor aerodynamics[C]// American Helicopter Society Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluation Technical Specialists Meeting, San Francisco, CA: AHS, 2002:1–18.

[12] Gupta V, Baeder J D. Quad tilt rotor aerodynamics in helicopter mode[C]//61st American Helicopter Society Forum. Grapewine: AHS,. 2005:416-439.

[13] Felker F F, Signor D B, Young L A. Performance and loads data from a hover test of a 0.658–scale V–22 rotor and wing[R]. NASA TM 89419, 1987.