

直升机旋翼尾迹研究的进展

南京航空学院 楼武疆 王适存

RECENT ADVANCEMENT IN HELICOPTER ROTOR WAKE STUDY

Nanjing Aeronautical Institute

Lou Wujiang and Wang Shicun

摘要 通过对直升机旋翼尾迹分析方法现状的考查, 提出相应于“自由尾迹”的“约束尾迹”概念, 设想了在约束条件限制下进行尾迹分析的一类新方法——约束尾迹分析法。其基本点在于通过实验分析, 建立可靠的尾迹约束条件, 既可克服预定尾迹分析的局限性, 又可克服自由尾迹分析过于理想化的缺点。其目的是减少计算量, 提高计算结果的可靠性。

关键词 直升机, 旋翼空气动力学, 涡流理论, 尾迹。

Abstract Based on a concise review of state-of-the-art of the methodology for analysing the wake flows behind helicopter rotors, a novel idea for the “constrained wake model” pertaining to the conventional free wake model is proposed. The constrained wake analysis is conceived in which the wake analysis is performed under the limitation of certain constraints imposed on the wake. The essence of the idea is to lay the free wake analysis on available physical understandings, aiming at a remarkable reduction of computational efforts and a significant improvement on the reliability of the predictions.

Key words helicopters, rotor aerodynamics, vortex theory, wakes.

一、引 言

旋翼作为直升机关键部件, 其气动特性的研究分析自然地成为直升机空气动力学最基本的课题。直升机技术的进步在相当程度上受限于人们预计旋翼流场及载荷的能力。这涉及到直升机操纵、振动、噪声、部件的疲劳寿命等问题, 从而影响整机的飞行性能、服务品质、可靠性与经济性。有能力独立研究和设计直升机的公司必须拥有一套旋翼流场、载荷计算方法, 并与先进的试验技术相匹配。在旋翼实验技术格外落后的我国, 发展一套包括各种飞行状态的旋翼气动特性分析方法尤为必要。

旋翼气动特性分析方法有动量理论、叶素理论、涡流理论、速度势与加速度势方法以及新兴的计算流体力学方法, 其中最重要的是涡流理论。涡流理论(也称尾迹分析法)的基础是 Joukowski 在本世纪 20 年代前后建立的。西方的早期研究主要有 Betz、

1988年6月18日收到

Glauert、Goldstein 等人的工作。直至 50 年代后期涡流理论才得到普遍重视,并开始将注意力集中在尾迹模型上。经过 30 余年的发展,利用固定涡系的经典涡流理论已经很成熟^[1,2]。60 年代中期发现经典理论求得的诱导速度分布不能给出精确的高阶载荷,国际上遂转向畸变尾迹的涡流理论研究。然而由于涡运动问题的极度困难与旋翼问题的特殊复杂性,20 年来努力也只在一些较简单问题上取得公认的成熟结果,如悬停状况^[3,4]。至于一般飞行状况,尚未建立起一致认可的供科研设计使用的程序。旋翼畸变尾迹的研究在今后相当长一段时间内仍将是直升机界首要的课题。在国内直升机设计与科研单位仍沿用王适存广义涡流理论^[5]。在需要桨叶气动载荷分布细节与尾迹流场情况时,这一理论的缺陷是明显的。畸变尾迹方面,国内尚处于初步了解阶段。航空工业部直升机设计研究所作了首次尝试^[6],引进了 Sadler^[7]的自由涡系概念。Sadler 应用一个类似于旋翼起动的过程产生自由尾迹,计算工作量非常大,计算结果也不可靠^[8]。直升机设计研究所的方法因同样原因实际上未能投入设计使用。所以须开辟一条新途径进行畸变尾迹的研究。

二、旋翼尾迹分析方法的现状

Gessow 指出,理解与预计直升机特性的关键在于了解旋翼尾迹行为^[9]。Jones 在 AGARD 报告中对涡流理论的核心内容(尾迹)作了描述^[10]:“缓慢运动的流体被旋翼大角度偏转,而产生这一流动的涡系则纠结为错综复杂、徐缓畸变的茧层,依附在旋翼附近。”旋翼尾迹空气动力学的发展过程就是对尾迹茧层认识深入和模拟能力加强的过程。起初,尾迹的处理是理想化的,如旋翼悬停情况,把尾迹简化为一圆柱,旋翼被假设为具有无限片微桨叶的作用桨盘。涡线是绕圆柱的螺线,等距且不收缩,规整地布置在圆柱面上。涡系是连续密布的,螺线螺旋角由旋翼平均入流决定。在定常前飞时,远前方来流使圆柱后倒某个角度而成为倾斜圆柱,涡系则布置在斜柱面上。上述经典尾迹显然与实际尾迹情况差别很大。尾迹畸变的含义一方面指实际尾迹与经典尾迹的差异,另一方面指旋翼尾迹的不稳定现象。作畸变尾迹研究时要计入尾迹收缩、变形及随时间的变化,使得出的尾迹更接近于真实尾迹。Landgrebe 曾指出“旋翼尾迹是旋翼性能预计的关键”^[11]。

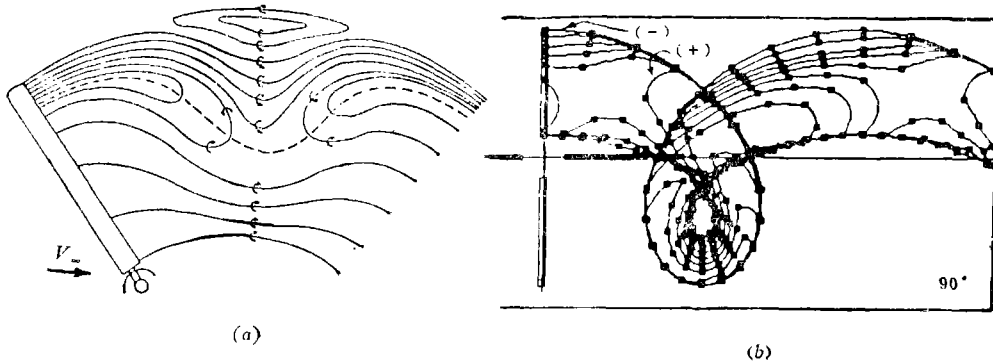
自 Landgrebe^[11]全面评述后,凭借先进测试技术与计算能力的不断发展,对旋翼尾迹行为的认识与预计能力有了显著进步,开发了一些有实际使用价值的程序系统。但方法上并没有超出 Landgrebe 总结的范围,主要仍是自由尾迹分析法与预定尾迹分析法。这两类方法原理都不复杂,施行过程却各有困难。自由尾迹分析试图以一种运动学上“自由”的方式来计算真实流场,即涡元按涡系本身诱导速度与来流速度的合速度运动并形成自由涡系,通过涡系形状与位置同旋翼桨叶载荷间的相互迭代而取得收敛结果。涡元诱速由涡系按 Biot-Savart 定律计算,这是自由尾迹分析法计算量大的主要原因。涡系与桨叶载荷间的相容迭代也需进行大量计算,某些情况还须与桨叶的弹性运动耦合。由于涡运动知识不全面,对涡系的模拟往往不够准确而导致尾迹迭代过程的数值特性不良。理论上自由尾迹分析适用于任意旋翼及任何飞行状态,但实际上能用这种方法计算的还只是少数情况。

1969 年 Clark^[12]给出了悬停问题的自由尾迹空间迭代算法。在随桨叶旋转的坐标

系上看悬停尾迹是定常的, Clark 先假定一个涡系形状, 并保持时间静止, 逐步移动涡系, 使之满足定常的自由涡面条件。1985 年 Bliss^[18]在涡系离散化中引用曲涡元, 并通过影响系数矩阵的建立进一步发展了 Clark 的方法。由于旋翼前飞时其桨叶载荷与尾迹均随时间变化, 故空间迭代算法只局限于悬停问题的求解。而前飞自由尾迹的求解只能在时域上进行, 这主要有尾迹相容迭代与起动过程两种方式。1969 年 Landgrebe^[14]提出悬停和定常前飞情况下的尾迹相容迭代分析。先假定一个载荷分布和尾迹形状, 利用 Biot-Savart 定律计算出涡系本身的运动速度, 在桨叶旋转一个步长到达新方位时, 涡系产生位移与变形而取得新的形状。桨叶每运行一周(360°)可得到一周内各个方位角处的尾迹。当桨叶在不同方位角下的尾迹与前一周相应方位角处的尾迹在形状、位置上出现重复时, 即认为尾迹在给定载荷下的迭代求解收敛。尾迹收敛后重新计算桨叶载荷与桨叶弹性运动, 再重复作尾迹迭代, 直到尾迹收敛的同时桨叶载荷与桨叶运动也取得收敛结果, 即最后的载荷尾迹相容解。这一工作成为 Landgrebe 20 余年尾迹理论研究的基础, 代表了西方大部分自由尾迹分析程序的共同思想。自由涡系求解的起动过程概念是 1971 年 Sadler^[7]提出的。开始时桨叶静止, 没有尾随涡系。当旋翼起动桨叶承受载荷时, 涡段逐渐从桨叶后缘拖出或脱落, 并以当地速度运动。桨叶每前进一个步长计算一次载荷并添加一批涡段, 直到建立起足够长的稳定的周期性尾迹。1975 年 Scully^[15]提出桨尖涡核内涡量分布的修正公式而改进了桨尖涡诱导速度计算, 部分地避免了自由尾迹分析中通常遇到的数值问题。1980 年 Johnson^[16]在 Scully 工作的基础上建立起一套旋翼空气动力学和动力学的综合分析程序, 并证明了动力学因素对自由尾迹分析的重要性。1983 年 Egolf 与 Landgrebe^[17]选择某种特征旋翼进行自由尾迹分析, 讨论了特征量对旋翼尾迹以及载荷的影响, 并将尾迹分析结果总结、拟合成一系列公式, 可依据旋翼参数和飞行条件确定尾迹形状函数与幅值函数, 两者相乘得出尾迹形状。

以上列举的文献均采用由尾随涡与脱落涡构成的涡网格描述尾迹涡系。这种传统描述方式是为求解桨叶气动载荷与旋翼流场服务的, 提供的尾迹涡系信息极为有限。1987 年 Bliss^[18]首次在前飞旋翼尾迹中引进等环量线簇描述尾迹, 初步研制出全展向自由尾迹分析程序, 在大速度前飞问题中取得了令人鼓舞的成功。等环量线的疏密程度与走向直观地提供了尾迹涡系的分布情况[图 1(a)]。等环量尾迹描述使尾迹结构精细化, 使我们对旋翼流场产生一些新认识。如大速度前飞时前行侧不存在强集中涡, 桨叶根部一般有桨根涡, 前行侧桨叶尖部存在负尖涡, 甚至涡量可以先集中再分散等[图 1(b)]。图 1(a)中虚线为桨叶附着环量最高点的连线。

自由尾迹分析的可靠性仍然悬而未决。1983 年 Hooper^[19]系统地分析了几种机型载荷实测结果, 并与美国几大公司旋翼载荷预测程序运算结果作比较, 发现实测载荷特别是致振谐波分量间具有惊人的相似性, 而计算结果基本上未能指出这一特性。Hooper 将之归于尾迹结构模拟的失误。Egolf 与 Landgrebe 则强调桨叶载荷对尾迹形状的变动非常敏感^[17]。在 NASA 兰利中心提供了实测数据后, 旋翼入流方面的比较也已进行。1988 年 Hoad 等^[20]比较了文献[14, 16, 17]的方法的计算结果, 发现相互之间出入较大, 与实测数据比较也有重大差别。Charles 等^[8]对文献[7, 15]的方法作了同样的比较, 得出类似的结论。入流方面的差别也被认为是尾迹模拟的失误, 而尾迹模型的离散

图 1 等环量线尾迹^[18]

(a) 示意图; (b) 大速度前飞状态。

精细化将平方倍地增加计算量, 如 Egolf^[21]求解全网格自由尾迹只能在 NASA 最先进的计算机 Cray-2 上进行, 这就使得自由尾迹分析无法进入设计领域。

所有在程序运行开始时, 按某种预先确定的与桨叶载荷无关的模式由输入参数给出的尾迹都可称为预定尾迹, 由此预定尾迹分析就避免了自由尾迹分析所需的尾迹计算工作量。预定尾迹包括实验预定尾迹、经验预定尾迹及理论预定尾迹。

实验预定尾迹是从流场显示实验中总结出来的。先找到一组可以大致反映涡线布置规律的方程, 尔后从实验数据中概括出方程参数随桨叶设计参数与飞行参数的变化关系。显然这需要做大规模的实验, 而旋翼尾迹流动显示实验由于测量对象的高速转动以及由此引起的尾迹复杂性, 往往遇到难于克服的困难, 技术要求高, 费用昂贵, 不可能对每一种旋翼气动设计都进行大范围实验而总结出一套方程和经验公式。实验预定尾迹分析成功的例子有西科斯基公司的耦合环量悬停分析程序 (CCHAP)^[22], 它是 Landgrebe 等人在 Gray^[23]发现的旋翼悬停尾迹结构基础上改进的结果。Gray 的尾迹结构原来只适用于线性扭转的矩形桨叶旋翼, 环量耦合技术可将其推广于不同平面形状与非线性扭转的旋翼。贝尔公司的实验预定尾迹分析法也很成功^[24]。Kocurek^[24]等人改进了 Landgrebe^[25]的早期结果, 提出用拉力系数而不是用文献[25]的拉力系数与旋翼实度之比作为一个基本参数, 得出的经验公式虽与西科斯基的公式不相同, 但都取得了满意的结果。即便是悬停这一最简单的飞行状况, 实验预定尾迹也局限于少数几个参数, 如展弦比、拉力系数、桨叶片数、桨叶线性扭转角等。至于前飞状况与其它飞行状况, 尚未能建立实验预定尾迹, 甚至还没有一套完整的尾迹数据。

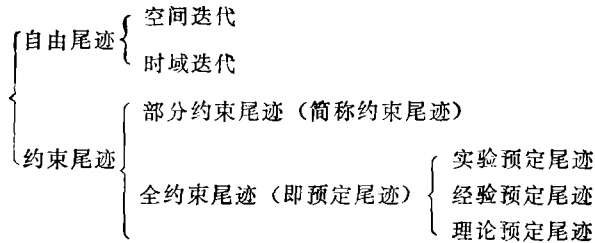
经验预定尾迹相当程度上依赖于工程技术人员的经验以及对问题的侧重面, 部分地也依靠实验。典型的如 Simons^[26]的悬停及小速度前飞尾迹模型及 Beddoes^[27]的求解高阶谐波载荷的尾迹模型。这两个模型已在文献[28, 29]中应用, 计算结果及改进前景均不理想。理论预定尾迹, 如广义尾迹^[27]所给出的一组公式是自由尾迹分析结果的再处理。再如文献[16, 28]中将悬停实验预定尾迹推广, 得到小速度前飞尾迹公式。也可以把经典尾迹看作理论预定尾迹。预定尾迹只关心涡系在空间的布置而不涉及涡系的运动过程与其形成细节, 这对深入了解旋翼尾迹行为是不利的。

鉴于计算机技术与实验技术不断进步, 自由尾迹分析与预定尾迹分析模拟的精细化

与由此而来的计算结果可靠性将获得显著改进。但目前这两种方法都存在不可克服的缺点，不能满足工程应用上的需要。设计部门希望能研制出应用范围广泛，计算量小，简单而且可靠的尾迹计算方法，看来只有通过方法上的更新才能达到上述目标。

三、约束尾迹分析的设置

引用约束概念，尾迹方法可更自然地划分为自由尾迹与约束尾迹。后者可进一步分为部分约束尾迹与全部约束尾迹。全部约束尾迹即为预定尾迹，部分约束尾迹则简称约束尾迹。所以尾迹方法较合理的分类应是



在自由尾迹分析过程中，每次迭代须运用 Biot-Savart 定律算出尾迹涡系在涡元两个端点的诱导速度，诱导速度与自由流速的合速度乘以时间步长即得出涡元端点的位移，由此确定了涡元的新位置。当所有涡元均取得新位置时，一次迭代即告完成。这里，涡元的运动是自由的。计算点（涡元端点）有三个自由度无约束作用，整个尾迹因此称为自由尾迹。如果计算点的运动受某些条件限制，在此限制下涡段不再按上述方式确定新位置，则涡元的运动就认为是非自由的了，它承受了约束。整个尾迹的运动也是非自由的，这时尾迹便成为约束尾迹，其限制条件则是施加于尾迹的约束条件。例如在具有轴对称尾迹流的悬停情形，假定涡元在一旋转柱面 $r = f(z)$ 上运动 (r 为旋翼径向坐标， z 为轴向坐标)，涡元在该柱面上的运动情况却是未知的，涡元在柱面上的运动是自由的，但整体而言却已承受了约束条件 $r = f(z)$ ，这时尾迹就是约束尾迹。所谓约束尾迹分析就是基于物理事实提出可靠的约束条件，在该约束下实施尾迹分析。包括诱速计算、尾迹畸变、收敛检测，最后得出旋翼流场、载荷分布及飞行性能。

约束作为限制条件可以是几何约束也可以是运动约束，但没有必要具备严密的动力学意义。几何约束提供了涡元位置的制约关系，可直接用于确定迭代中尾迹的变迁，如已知 z 坐标，便可从 $r = f(z)$ 中得出 r 坐标。运动约束则给出涡元运动速度之间或速度与位置之间的制约关系。这时涡元运动速度的某些分量可从约束条件中得到，因而摆脱了由涡系遵从 Biot-Savart 定律诱导的单一方式。总之在约束尾迹分析中最重要的一点是尾迹迭代过程中涡元位置变迁不一定全部由 Biot-Savart 定律求诱速再对时间积分那样一条途径。约束尾迹分析的实质意义在于将尾迹分析放置在已知的物理了解基础上，而使尾迹分析更为实际更加可靠。因此要求给出的约束条件切合物理实际，足够准确地反映出尾流的某些特征。当桨尖涡存在并在尾迹流中占主导地位时，约束一般对桨尖涡建立，涡系其余部分可适当简化。约束尾迹分析可望在尾迹分析上有如下改进：

- (1) 无须计算涡系运动的全部三个诱导速度分量，可避免所取涡系模型的某些缺陷，甚至可弥补涡运动模拟的不准确性。如直线涡元离散曲线涡时，应用 Biot-Savart

定律计算径向与周向诱导速度分量将产生较大误差, 通过约束尾迹可望得到克服。

(2) 根据目前实验技术所得结果, 对尾迹给予合理的约束, 可大量减少计算工作量, 并可克服自由尾迹分析中忽略气流粘性及离散过程中产生的误差, 而使计算结果更加可靠。

(3) 约束尾迹分析可克服预定尾迹限制太严的缺点。它便于将已有的预定尾迹推广, 给出适当的约束条件, 可使该预定尾迹适用于各种几何形状桨叶及不同旋翼构造形式的尾迹分析。此外, 当实验数据尚不足以总结预定尾迹时, 约束尾迹分析却可充分利用已有的实验结果。

约束尾迹分析的设想已成功地实施于悬停状态, 得到了悬停旋翼的约束尾迹分析方法 CWAHR^[60] 它假定悬停尾迹在自身涡系作用下保持一稳定且逐渐收缩的边界, 并通过预定尾迹方程^[25]导出尾迹边界的双段指数律

$$r = \begin{cases} A + (1 - A)\exp(-\lambda z/K_1) & z \geq 2\pi K_1/N_b \\ A + (1 - A)\exp\{-\lambda[z - 2\pi(K_1 - K_2)/N_b]/K_2\} & z < 2\pi K_1/N_b \end{cases}$$

这就是 CWAHR 的几何约束条件, K_1 、 K_2 、 λ 、 A 为预定尾迹参数^[4, 25], N_b 为桨叶片数。涡元端点的轴向与周向诱导速度分量 v_z 、 v_θ 由 Biot-Savart 定律算得, 径向分量 v_r 由上式求导后给出。桨叶由一根升力线代替, 计算尾迹变迁采用一种称为加速畸变的新格式。尾迹收敛可直接对尾迹形状检测, 也可由附着环量检测作间接判断, 即要求 j 与 $j + 1$ 次迭代的环量分布总误差 E_m 满足下式:

$$E_m = \sum_i (\Gamma_{i0}^{j+1} - \Gamma_{i0}^j)^2 / \sum_i (\Gamma_{i0}^j)^2 \leq \delta = 5.0 \times 10^{-5}$$

表 1 给出某典型旋翼模型分别以预定尾迹与经典尾迹尖涡作起始尖涡时环量总误差随迭代次数的变化, 收敛之快与精度之高在旋翼尾迹计算中是前所未有的。对同例所作的自由尾迹分析表明经过 20 多次迭代后才勉强取得环量收敛^[28], 由此可见计算量在约束尾迹分析中得到大量削减。此外收敛环量分布与尾迹坐标在两种起始尖涡下并无差别, 说

表 1 典型旋翼迭代过程的环量总误差 E_m

起始尖涡 \ 迭代次数	1	2	3	4	5	6	7
预定尾迹尖涡	8.6×10^{-3}	7.1×10^{-4}	7.5×10^{-5}	1.2×10^{-5}	4.8×10^{-6}	2.2×10^{-7}	2.1×10^{-7}
经典尾迹尖涡	5.2×10^{-2}	1.7×10^{-2}	1.9×10^{-3}	7.8×10^{-5}	2.1×10^{-4}	2.7×10^{-5}	8.1×10^{-7}

明 CWAHR 对起始尖涡一定程度上的不敏感。图 2 给出一两叶模型旋翼的载荷计算结果, 并与 Kocurek^[24] 的预定尾迹分析结果比较。图 3 是一梯形桨叶旋翼桨盘下方 $z/R = -0.45$ 处平均诱导速度径向分布实测结果^[31]与计算结果的比较, 表明了 CWAHR 对预定尾迹的扩展能力。总的看来, CWAHR 收敛快, 精度高, 充分发挥了预定尾迹与自由尾迹的优点, 在载荷、流场与性能方面均有较强的预测能力。

本文兼作南京航空学院与中国空气动力研究与发展中心协作课题《旋翼气动特性研究》技术报告之一, 委方代表是该中心的陈作赋博士。

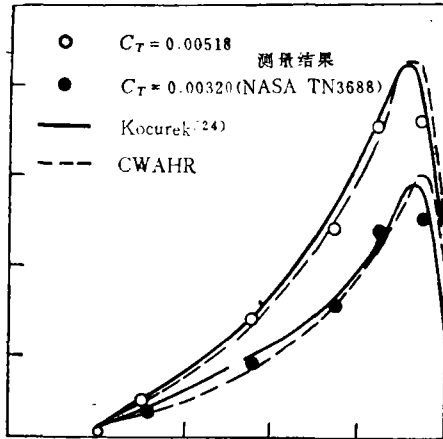


图 2 两叶模型旋翼桨叶
载荷分布的比较

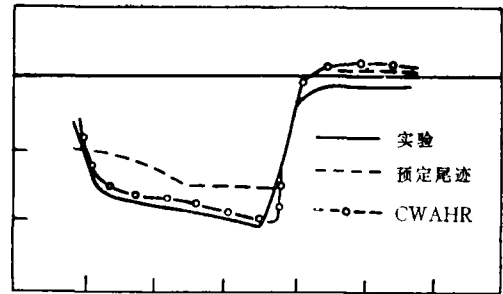


图 3 梯型桨叶旋翼在 $z/R = -0.45$ 截面上
平均轴向诱速的径向分布 ($\theta_{75} = 8^\circ$)

参 考 文 献

- [1] 米里著, 景山译. 直升飞机计算与设计, 第一卷, 空气动力学. 国防工业出版社, 1977; 167~187
- [2] Stepniewski W Z, Keys C N. Rotary-Wing Aerodynamics Volume 1, Dover Publications, Inc., New York, 1984; 141~216
- [3] Landgrebe A J. 直升飞机技术理论基础国际讨论会论文集. Paper-Aero-No. 2, 南京航空学院, 1985
- [4] Kocurek J D, Kerkowitz C F, Harris F D. 36th Annual Forum Proceedings, 1980, 80-3-1~80-3-47
- [5] Wang Shicun. Generalized Vortex Rotor Theory, Problems of Helicopter Rotor Aerodynamics, USSR, 1961 (See also NASA TTF-494, 1967)
- [6] 阮天恩, 韩庆瑞, 李瑞光, 沈铨康. 空气动力学学报, 1984; 2:(2) 50~60
- [7] Sadler S G. NASA CR-1911, 1971
- [8] Charles B D, Hassan AA. 44th Annual Forum Proc. of the AHS, 1988:73~85
- [9] Gessow A. 直升飞机技术理论基础国际讨论会论文集. Paper-Aero-No. 5, 南京航空学院, 1985
- [10] Jones J P. AGARD AR-13, 1967
- [11] Landgrebe A J, Cheney M C. AGARD CP-111, 1973, 1-1~1-9
- [12] Clark D R, Albert C L. 25th Annual Forum Proc. of the AHS, Paper-No. 321, 1969
- [13] Bliss D B. 41st Annual Forum Proc. of the AHS, 1985:463~477
- [14] Landgrebe A J. AIAA Paper No. 69-196
- [15] Scully M P. ASRLTR 178-1, MIT, 1975
- [16] Johnson W. NASA TM-81182, 1980
- [17] Egolf T A, Landgrebe A J. NASA CR-3726, 1983
- [18] Bliss D B, Dadone L, Wachpress D A. 43rd Annual Forum Proc. of the AHS, 1987:17~34
- [19] Hooper E W. VERTICA, 1984; 8:(2) 73~92
- [20] Hoad D R, Althoff SL, Elliot J W. 44th Annual Forum Proc. of the AHS, 1988:57~72
- [21] Egolf T A. 44th Annual Forum Proc. of the AHS, 1988:819~832
- [22] Landgrebe A J, Moffitt R C, Clark D R. J. of the AHS, 1977; 22:(2) 21~27
- [23] Gray R B. Princeton U. Aero. Engi. Department, Report No. 313, 1955
- [24] Kocurek J D. Ph.D Dissertation, Texas A & M U., 1977
- [25] Landgrebe A J. AD 728835, 1971
- [26] Simons I A, Isaacs N. Westland Helicopters Limited, Note Aero-Gen-069 1984
- [27] Beddoes T S. Proc. Int. Con. on Rotorcraft Basic Research, AHS/ARO, North Carolina, 1985
- [28] 楼武璽. 南京航空学院硕士论文, 1987: 7~16, 25~27
- [29] Komerath N M, Schreiber O A. Georgia Tech. Report GITAER 87-3, 1987
- [30] 楼武璽, 王适存. 空气动力学学报, 1989; 7:(1) 117~122
- [31] Heyson H H. NASA TN-393, 1963