

# 直升机机身、平尾、垂尾的气动干扰

吕少杰<sup>1</sup>, 曹义华<sup>1</sup>, 肖 阳<sup>2</sup>

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;

2. 总参陆航研究所 机体发动机室, 北京 101114)

**摘 要:** 运用面元法模拟直升机机身流场, 计算前飞状态的 ROBIN(rotor body interaction)模型孤立机身顶部中线的压力系数分布, 并与参考数据、CFD 计算结果对比, 验证了本方法的准确性. 采用离散涡系模拟平尾、垂尾和短翼等升力面, 以带短翼的 UH-60 直升机为例, 研究了升力面参数变化对机身、平尾、垂尾气动干扰的影响. 结果表明: 改变升力面的安装角显著改变了气流对其周围的绕流情况, 在参数中影响最大; 平尾参数尤其是安装角会对垂尾和短翼的压力系数产生较大影响; 减小垂尾展长和增大短翼安装角会提升各自的压力系数.

**关 键 词:** 气动干扰; 直升机; 平尾; 垂尾; 涡格法; 面元法

**中图分类号:** V212.4

**文献标志码:** A

## Aerodynamic interaction of fuselage, horizontal stabilator and vertical stabilator of helicopter

LÜ Shao-jie<sup>1</sup>, CAO Yi-hua<sup>1</sup>, XIAO Yang<sup>2</sup>

(1. School of Aeronautic Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Department of Helicopter Airframe and Engine,

Aviation Research Institute for the Headquarters of General Staff, Beijing 101114, China)

**Abstract:** The panel method was used to simulate the helicopter fuselage flowfield. For the isolated fuselage of rotor body interaction (ROBIN) model, the pressure coefficient distribution along the top centerline was calculated in forward flight. The computational results were compared with the referenced data and computational fluid dynamics (CFD) results, validating accuracy of the methodology. Discrete vortices system was used to simulate the lifting surfaces, including horizontal stabilator, vertical stabilator and short wing. Aerodynamic interaction of fuselage, horizontal stabilator and vertical stabilator of UH-60 helicopter with short wing was computed and analyzed when the lifting surface parameters were adjusted. The results indicate that, change of the installation angle will have significant influence on the airflow around the lifting surface as the greatest influential parameter. Horizontal stabilator parameters, in particular the installation angle, can yield evident impact on the pressure coefficient of vertical stabilator and short wing, while decrease of the vertical stabilator span and increase of short wing installation angle can respectively increase their own pressure coefficient.

**Key words:** aerodynamic interaction; helicopter; horizontal stabilator; vertical stabilator; vortex lattice method; panel method

直升机旋翼、机身、尾面间的气动干扰对直升机的飞行品质、飞行性能和振动特性具有较大影响<sup>[1-2]</sup>,准确预估直升机的气动干扰,对改善直升机的气动布局设计具有重要意义.直升机的气动干扰以前一般采用工程估算方法,近年来,CFD方法在直升机和旋翼流场分析中得到了成功应用<sup>[3-5]</sup>,基于 Euler 体系求解 Navier-Stokes 方程,采用嵌套网格技术,CFD 方法能准确模拟复杂的直升机和旋翼流场,但该方法在整个计算域需要大量网格,且存在数值耗散,因此对计算时间和计算资源消耗较大.

对于直升机机身,通常通过表面源/汇的叠加即可满足流场的模拟.对平尾、垂尾等升力体,面元的奇点类型应为偶极子或旋涡型奇点.面分布的偶极子和面分布的旋涡作用是相等的,不同的是旋涡的物理意义更清楚些,而偶极子的计算容易些<sup>[6-7]</sup>.通过三维面元模型模拟机身,使用升力面模型将升力体离散成单元涡环(通常简化为马蹄涡),是一种实用高效的分析机身、平尾、垂尾气动干扰的方法.相比 CFD,该方法计算量较小,计算精度满足工程要求,在直升机的初步设计阶段,能较快预估直升机机身、升力面的气动干扰特性.

本文将计算前飞状态下的 ROBIN 机身流场,并与参考结果、CFD 计算结果对比,验证本文所用面元法的准确性.随后,以 UH-60 直升机为例,为验证面元法/涡格法组合算法的正确性,计算了不同机身迎角下升力面压力系数的变化情况,并与 CFD 结果对比.最后,分析了平尾、垂尾展长、弦长和安装角及短翼安装角和纵向位置对机身、升力面气动干扰的影响.

## 1 机身流场计算

### 1.1 面元法原理

面元法是将物体表面进行离散,生成网格后对每个网格用一个平面或曲面代替原来的物面(称为面元),而后在面元上布置流动的奇点,如源、涡、偶极子及其组合,进行求解气动问题的方法.一般地,物面曲率较大处面元应取得密一些;估计速度梯度较大处面元也应取得密一些<sup>[8]</sup>.

### 1.2 诱导速度计算

若机身表面  $S$  上任意点  $q$  处源强度为  $\sigma$ ,则机身对空间某点  $d$  的速度位可表示为<sup>[9]</sup>

$$\varphi = \iint_S \frac{\sigma(q)}{r(d, q)} dS \quad (1)$$

式中  $r(d, q)$  是点  $d$  到点  $q$  的距离.按照计算点和面元间距离不同,可采用两种形式的近似公式<sup>[6]</sup>加快计算速度.

### 1.3 边界条件

物面边界条件要求相对于物面的法向速度为零,远场边界条件要求物体对流体的扰动在无限远处为零.此时,在机身表面上的 Neumann 边界条件可以表示为

$$(\mathbf{V}_\infty + \nabla \varphi) \cdot \mathbf{n} = 0 \quad (2)$$

式中  $\nabla \varphi$  为速度位增量,  $\mathbf{V}_\infty$  为来流速度,  $\mathbf{n}$  为物面法向向量.若机身表面被分成  $N$  个面元,并假定每个面元上分布的源强度为常值,控制方程组可写为

$$\sum_{j=1}^N A_{ij} \sigma_j = -\mathbf{n}_i \cdot \mathbf{V}_\infty \quad (3)$$

其中  $\mathbf{n}_i$  为第  $i$  块面元法向向量.影响系数矩阵  $\mathbf{A}$  为主对角占优矩阵,采用 Gauss-Seidel 迭代可很快求解.

### 1.4 算法验证

为验证本文机身流场计算方法的准确性,文中将计算前飞状态的 ROBIN 模型机身压力分布.飞行高度设为海平面,与该高度上气体手册数据保持一致.根据文献[10]的实验条件选取计算条件如下:计算孤立机身在远前方来流速度为 21.2 m/s,来流角  $\alpha$  为  $0^\circ$  的状态下,  $y/R=0$  ( $R$  为旋翼半径)截面机身上表面的压力系数分布.通过比较可知,计算得到的压力系数变化趋势与 CFD 结果<sup>[11]</sup> 及参考结果<sup>[12]</sup> 吻合较好,如图 1 与图 2 所示.

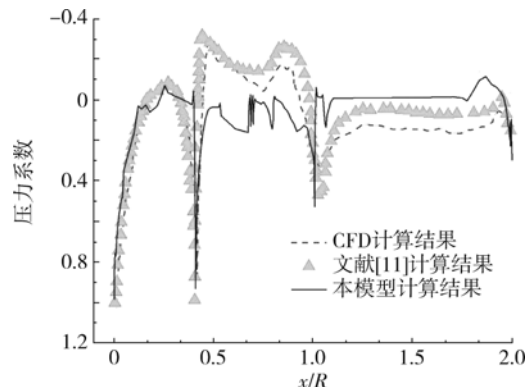


图1 机身顶部中线压力系数分布

Fig. 1 Pressure coefficient distribution along top centerline of fuselage

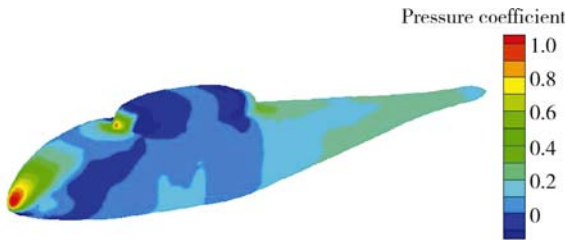


图 2 ROBIN 模型机身压力系数分布

Fig. 2 Pressure coefficient distribution of ROBIN model fuselage

## 2 涡格法

对升力体,采用升力面模型将升力体离散为单元涡量。升力面模型将在桨叶表面布置沿弦向和展向连续变化的涡量,在计算中通常简化为马蹄涡,即将桨叶按弦向和展向离散成四边形面元,在距每个面元前缘的  $1/4$  处布置直线附着涡,  $3/4$  处布置控制点。

涡格法最早将离散奇点布置在平板上,后推广到非平板情况,因计算简单,故应用很广。文中在平尾、垂尾等升力面处采用涡格法模型,为反映不同翼型的影响,将马蹄涡布置在升力面的中弧面上,用这样一个放置在中弧面内的离散涡系代替原有升力面。

### 2.1 诱导速度计算

采用 Biot-Savart 定律计算诱导速度,为避免诱导速度奇异,采用 Leishman 和 Bagai 等提出的涡核修正模型<sup>[13-14]</sup>,则直线附着涡诱导速度的表达式为

$$\begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{h}{(r_c^{2n} + h^{2n})^{1/n}} (\cos \theta_1 - \cos \theta_2) \begin{bmatrix} e_x \\ e_y \\ e_z \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中  $e = (e_x, e_y, e_z) = \frac{\mathbf{L}_{AB} \times \mathbf{r}_1}{|\mathbf{L}_{AB} \times \mathbf{r}_1|}$ , 取  $n=2$ ,  $r_c$  为涡核半径,  $\Gamma$  为附着涡环量,其他参数如图 3 中所示。

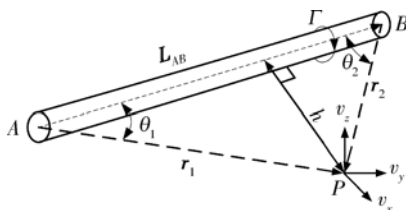


图 3 直线附着涡的诱导速度计算

Fig. 3 Straight-line vortex induced velocity calculation

布置涡格时,弦向等分,展向在靠近翼尖附近进行加密,按余弦率划分,公式为

$$\cos \left( \frac{j+1}{2n_s} \pi \right) - \cos \left( \frac{j}{2n_s} \pi \right) \quad (5)$$

式中  $n_s$  为升力面展向分段数。

文中涡核半径取为  $0.05c$  ( $c$  为升力体弦长)。直线附着涡后缘点  $(x_t, y_t, z_t)$  拖出的延伸到无穷远处的环量为  $\Gamma$  的尾涡对空间点  $(x, y, z)$  的诱导速度按下式计算<sup>[15]</sup>:

$$\begin{cases} V_x = 0 \\ V_y = -\frac{\Gamma}{4\pi B} (z - z_t) \left( 1 + \frac{x - x_t}{r} \right) \\ V_z = \frac{\Gamma}{4\pi B} (y - y_t) \left( 1 + \frac{x - x_t}{r} \right) \end{cases} \quad (6)$$

其中

$$B = (y - y_t)^2 + (z - z_t)^2$$

$$r = \sqrt{B + (x - x_t)^2}$$

### 2.2 机身面元源强度和升力面涡强的组合求解

在机身面元控制点和升力面涡格的控制点上,运用 Neumann 边界条件得到机身面元源强度  $\sigma$  和环量  $\Gamma$  的组合方程为

$$\sum_{j=1}^{N_a} A_{ij} \sigma_j + \sum_{j=1}^{N_l} C_{ij} \Gamma_j = -n_i \cdot \mathbf{V}_\infty \quad (7)$$

$$i = 1, 2, \dots, N_a + N_l$$

其中  $N_a$  为面元数,  $N_l$  为涡格数,  $A_{ij}$  是第  $j$  个面元上单位源强度对第  $i$  个控制点的速度影响系数;  $C_{ij}$  是第  $j$  个涡格上单位涡强度对第  $i$  个控制点的速度影响系数。

式(7)是一组线性方程,由于面元法与涡格法诱导速度计算公式不同,故不能保证为主对角占优矩阵,可采用逐次超松弛迭代求解。文中取松弛因子  $\omega=0.5$ 。

## 3 机身、平尾、垂尾的气动干扰计算

以带短翼的 UH-60 直升机为例,运用面元法模拟机身,以沿展向和弦向分布的四边形涡格组成的升力面代替平尾、垂尾、短翼,进行机身、平尾、垂尾、短翼的气动干扰分析。UH-60 直升机机身网格见图 4,去掉短翼、平尾、垂尾后,网格数量为 15842。

UH-60 直升机平尾为全动平尾。垂尾在前飞行时产生侧力,为尾桨卸载。本模型中还带有短翼,平尾和垂尾的具体参数见表 1<sup>[16]</sup>。短翼、垂尾、平尾均为对称翼型,短翼安装角为  $0^\circ$ 。

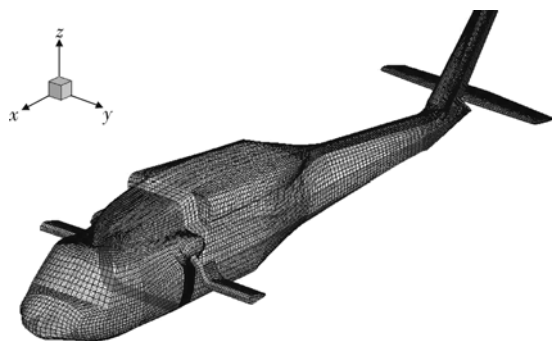


图4 UH-60 直升机机身网格

Fig. 4 Mesh of UH-60 helicopter fuselage

表1 UH-60 直升机平尾、垂尾基本参数

Table 1 Basic parameters of UH-60 helicopter horizontal stabilator and vertical stabilator

| 参数                | 数值或说明    |          |
|-------------------|----------|----------|
|                   | 平尾       | 垂尾       |
| 展长/m              | 4.383    | 2.489    |
| 面积/m <sup>2</sup> | 4.181    | 3.001    |
| 翼根弦长/m            | 1.119    | 1.829    |
| 翼尖弦长/m            | 0.774    | 0.863    |
| 后掠角/(°)           | 0        | 41       |
| 展弦比               | 4.6      | 1.92     |
| 翼型                | NACA0014 | NACA0021 |
| 安装角/(°)           | 12       | 0        |

为验证算法,采用 Fluent 软件,计算了平尾和垂尾前缘中点处压力系数随机身迎角变化的情况,并与本模型的计算结果进行对比.两种方法采用了相同的贴体机身网格.

如图5所示,本模型计算结果与 CFD 计算结

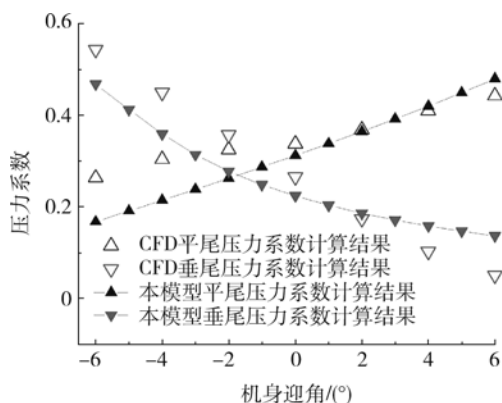


图5 UH-60 直升机平尾、垂尾处压力系数

Fig. 5 Pressure coefficient of UH-60 helicopter horizontal stabilator and vertical stabilator

果在小迎角范围内趋势一直,吻合得较好,证明方法可用.

为方便考察平尾、垂尾和短翼参数变化对直升机机身、平尾、垂尾气动干扰的影响,本文编制了升力面网格生成程序,按展向和弦向自动划分平尾、垂尾和短翼网格.选取平尾、垂尾的展长、弦长、安装角以及短翼的安装角和纵向位置等参数,在来流速度为 20.0 m/s 的情况下,分析平尾、垂尾和短翼前缘中点处压力系数随参数的变化规律.图6中  $p_0$  为设计参数初始值,  $p$  为参数的变化值,变化范围为  $0.8 p_0 \sim 1.2 p_0$ .由于短翼、垂尾的安装角的初值为  $0^\circ$ ,规定其变化范围为  $-8^\circ \sim +8^\circ$ .

垂尾的展长的长短变化体现在翼尖处,翼根处的坐标不变,计算点坐标随之变化;由于平尾纵向对称,故展长变化时两头翼尖同时等量变化;平尾由于前缘处与机身相连,在改变弦长时前缘坐标不变,仅改变后缘坐标,同时计算点纵向坐标随之变化;垂尾改变弦长时前、后缘同时等量变化.

如图6~图8所示,短翼的纵向位置和垂尾的气动参数变化对短翼处压力系数的影响不大.平尾安装角和短翼安装角对短翼处压力系数的影响较明显但趋势不同,平尾安装角带来的影响更深,原因可能是 UH-60 直升机平尾面积较大,其安装角改变时对气流的影响较大.

对平尾压力系数影响最大的是平尾安装角.其他参数中,垂尾安装角的增大会降低平尾处压力系数,增大平尾展长会增大平尾处压力系数,增大平尾弦长时平尾处压力系数先增大,一定程度后开始减小.

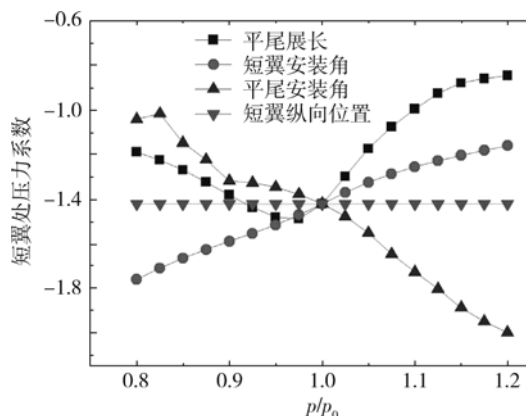


图6 UH-60 直升机短翼处压力系数随参数变化

Fig. 6 Pressure coefficient of UH-60 helicopter short wing with parameters change

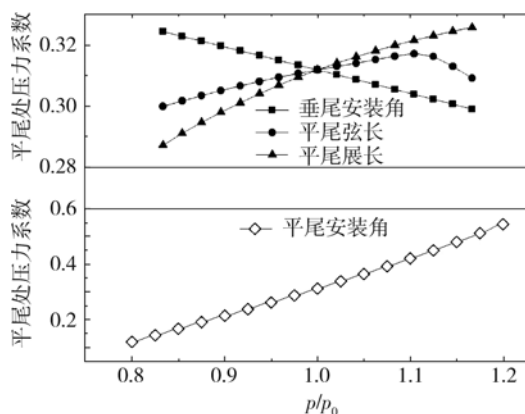


图 7 UH-60 直升机平尾处压力系数随参数变化  
Fig. 7 Pressure coefficient of UH-60 helicopter horizontal stabilator with parameters change

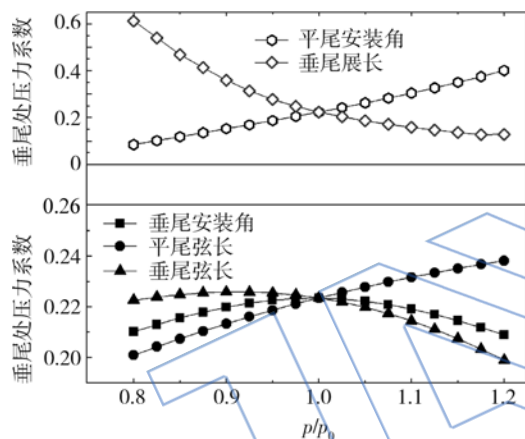


图 8 UH-60 直升机垂尾处压力系数随参数变化  
Fig. 8 Pressure coefficient of UH-60 helicopter vertical stabilator with parameters change

平尾安装角和垂尾展长是影响垂尾处压力系数最关键的两项因素,随着垂尾展长的增大,垂尾处压力系数逐渐降低,而平尾安装角的增大则会导致垂尾处压力系数增大.原因可能是垂尾展长增大后,计算点位置更远离机身,受机身绕流的影响变小.其他参数具体来说,增大平尾弦长会使得垂尾处压力系数增大,垂尾弦长的增大则会使得垂尾处压力系数先增大后减小,垂尾安装角在偏离设计点后均会降低垂尾处压力系数.原因可能是垂尾安装角在偏离  $0^\circ$  后,不再正对来流,产生了一定侧滑.

## 4 结 论

本文应用面元法模拟机身流场,采用离散涡系模拟平尾、垂尾和短翼等升力面,以带短翼的 UH-60 直升机为例,研究了升力面的展长、弦长、

位置和安装角等参数变化对机身、平尾、垂尾的气动干扰的影响,结论如下:

1) 改变升力面的安装角直接改变了气流对其周围的绕流情况,在参数中影响最大.垂尾由于为竖直形状且离机身较远,改变安装角时对其他升力面不会有太大影响.

2) 在参数变化范围内,平尾的位置在短翼和垂尾之间,面积较大,它的参数变化对短翼和垂尾都有影响,尤其是安装角的变化.

3) 垂尾和短翼相距较远,之间的气动影响很小.减小垂尾展长和增大短翼安装角都会显著提高各自计算点处的压力系数,短翼纵向位置在  $0.8p_0 \sim 1.2p_0$  范围内对 3 处压力系数均无明显影响.

本文所述方法和结论可作为直升机初步设计阶段的机身、平尾、垂尾气动干扰的估算方法和参考依据.

## 参考文献:

- [1] CAO Yihua, YUAN Kungang, LI Xiaoyong. Computational methods for simulation of flow around helicopter engine inlet[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(1): 141-146.
- [2] CAO Yihua, SU Yuan. Insight into the effects of rotor downwash on engine jet[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2003, 75(4): 345-349.
- [3] 胡利, 曹义华, 赵明. 直升机旋翼机身发动机耦合流场数值模拟[J]. 航空动力学报, 2008, 23(10): 1882-1887.  
HU Li, CAO Yihua, ZHAO Ming. Numerical simulation of helicopter rotor-fuselage-engine aerodynamic interactions [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(10): 1882-1887. (in Chinese)
- [4] Markus D, Manuel K, Ewald K, et al. Tip vortex conservation on a helicopter main rotor using vortex-adapted chimera grids[J]. AIAA Journal, 2007, 45(8): 2062-2074.
- [5] ZHAO Ming, CAO Yihua. Numerical simulation of rotor flow field on several spatial discretisation schemes[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2012, 25(2): 155-163.
- [6] 徐华舫, 朱自强. 亚、超音速定常位流的面元法[M]. 北京: 国防工业出版社, 1981.
- [7] 沈银初. 直升机机身流场计算[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1994.  
SHEN Yingchu. Calculation of helicopter fuselage flow-field [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1994. (in Chinese)
- [8] 赵景根. 直升机旋翼/机身气动干扰的研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2000.  
ZHAO Jinggen. Study of helicopter rotor/body aerodynamic interaction [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2000. (in Chinese)
- [9] Hess J L, Smith A M O. Calculation of non-lifting potential

- flow about arbitrary three-dimensional bodies[J]. Journal of Ship Research, 1963, 8(2): 22-44.
- [10] Freeman C E, Mineck R E. Fuselage surface pressure measurements of a helicopter wind-tunnel model with a 3.15-meter diameter single rotor[R]. NASA-TM-80051, 1979.
- [11] Bettschart N. Rotor fuselage interaction; Euler and Navier-Stokes computations with an actuator disk[R]. Montreal, Canada; American Helicopter Society 55th Annual Forum, 1999.
- [12] CAO Yihua, ZHAO Ming, HU Li. Numerical simulation of rotor-fuselage-cylinder interaction in forward flight[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(4): 1426-1430.
- [13] Leishman J G. Principles of helicopter aerodynamics[M]. 2nd ed. New York; Cambridge University Press, 2006.
- [14] Bagai A, Leishman J G. Rotor free wake modeling using a pseudo implicit technique; including comparisons with experimental data[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1995, 40(3): 29-41.
- [15] 钱翼稷. 空气动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
- [16] Hilbert K B. A mathematical model of UH-60 helicopter [R]. NASA-TM-85890, 1984.