

文章编号: 1000-8055(2004)06-0792-06

涵道尾桨气动特性及翼型 CFD 分析

曹义华¹, 陈 科¹, 王 健¹, 尹万力²

(1 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083;

2 陆航研究所, 北京 101114)

摘要: 以 Jameson/TVD 混合格式对低速时的 OAF 和 NACA 63a312 翼型的升阻特性进行了计算。该方法的特点是采用有限体积法进行离散, 并用龙格-库塔时间推进法进行求解。通过将计算的结果与 NASA 公布的试验曲线进行对比, 验证了该混合格式用于旋翼气动计算的可行性。为了进一步研究旋翼的拉力和功率, 本文建立了以微圆环动量理论和叶素理论为基础的计算模型, 并用该模型计算了涵道尾桨在不同条件下的拉力和功率情况, 计算的结果具有一定的代表性。

关键词: 航空、航天推进系统; 旋翼空气动力学; TVD 格式; 微圆环动量理论; 叶素理论; 涵道尾桨
中图分类号: V 211. 52; V 211. 45 **文献标识码:** A

CFD Analysis of Aerodynamic Characteristics for the Ducted Tail Rotor and Its Aerofoil

CAO Yi-hua, CHEN Ke, WANG Jian, YIN Wan-li

(School of Aeronautical Science and Engineering,

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

Abstract: Calculation of lift-drag characteristics of OAF and NACA 63a312 airfoil at low speed using Jameson/TVD mixed scheme was carried out. The feature of the method is that finite volume approach was used for numerical approximation and Runge-Kutta time-stepping advance was used to solve the Euler/Navier-Stokes equations. Comparing the numerical results with the published NASA's experimental results, it proves that the method developed here is suitable for the calculation of the rotor aerodynamics. Furthermore, a model based on circular tiny momentum theory and blade element theory is established for the study of thrust and power of the rotor under different conditions. The results of computation validate the feasibility of this model.

Key words: aerospace propulsion system; rotor aerodynamics; TVD scheme;
circular tiny momentum theory; blade element theory; ducted tail rotor

随着计算机技术的飞速发展, 用数值方法来求解描述流动现象的主控方程, 已经成为一项重要的研究手段。在旋翼空气动力学领域, 这一手段也在不断进步^[1], 各种各样的计算方法层出不穷。由 Jameson 所创立的有限体积中心格式^[2]是一种

稳定性好的较为成熟的方法。该方法在旋翼计算领域也得到了广泛应用。近年来, 在发展高精度格式方面的研究很活跃, 涌现出了一些具有高分辨率的计算格式, 具有 TVD 特性的格式^[3]便是其中的代表。本文针对涵道尾桨的低速问题, 计算了

收稿日期: 2003- 12- 05; 修订日期: 2004- 06- 09

作者简介: 曹义华(1962-), 男, 江西都昌人, 北京航空航天大学航空科学与工程学院教授, 主要从事旋翼 CFD, 直升机空气动力学和飞行力学方面的研究

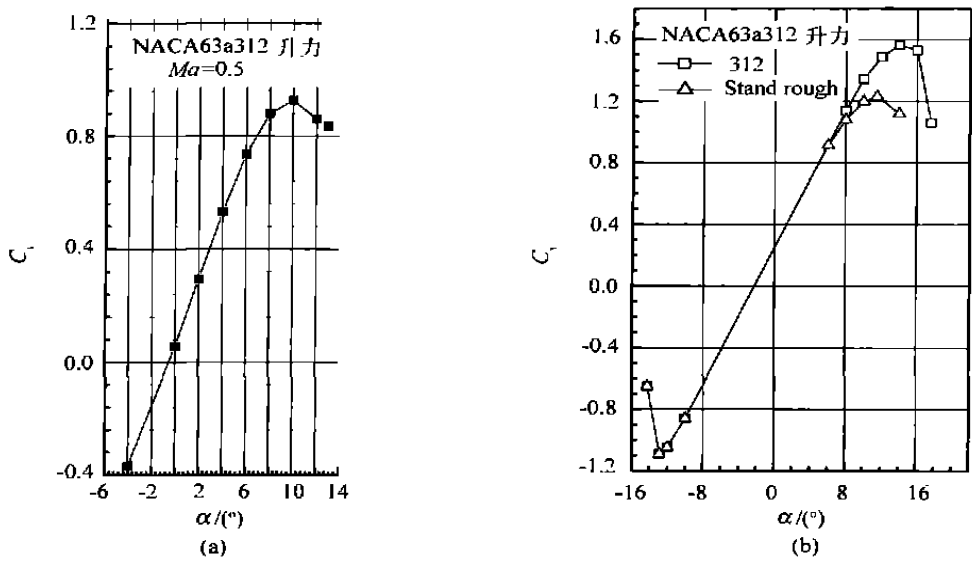


图 1 NACA 63a312 翼型 C_y - α 曲线及对比曲线

Fig 1 C_y - α of NACA 63a312

OAF 和 NACA 63a312 翼型的升阻特性。

同时, 由于涵道尾桨同自由式尾桨的不同, 其拉力与涵道形状和飞行状态密切相关。本文将涵道尾桨模化为涵道螺旋桨, 从微圆环理论角度应用涵道螺旋桨的微圆环动量理论和叶素理论, 依据国外资料的实验结果规定螺旋桨与涵道的拉力比例关系, 建立了悬停和轴流状态的涵道尾桨拉力及功率的计算模型。

1 翼型 CFD 分析

1.1 主控方程

对二维问题而言, 描述流体流动的可压 Navier-Stokes 方程守恒形式可表述如下:

$$\frac{\partial W}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} = \frac{\partial R}{\partial x} + \frac{\partial S}{\partial y} \quad (1)$$

式中, R, S 是粘性项, 在作无粘假设的情况下, R 和 S 都是 0, 此时, N-S 方程退化为 Euler 方程。计算中粘性系数和热传导系数按下式求解:

$$\mu = \mu_t + \mu_l \quad K = c_p \left[\frac{\mu_l}{Pr_l} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \right] \quad (2)$$

μ_t 和 μ_l 分别为湍流粘性系数及层流粘性系数, μ_l 可由 Sutherland 公式^[4]算得, 而 μ_t 的计算方法则与所选取的湍流模型有关, 本文采用 Baldwin-Lomax 代数模型^[5]来计算 μ_t , Pr_l 取为 0.72, Pr_t 取为 0.90。

主控方程的求解可以参照文献[6]一文来进行。

1.2 计算结果分析

本文首先利用 Thompson 方法求解微分方程

以生成 O 型网格。然后利用上述 Jameson/TVD 混合格式(简称 TVD 格式)求解 Euler 方程。对 NACA 63a312 和 OAF 翼型的计算结果分析如下:

图 1 所示为 NACA 63a312 翼型的 C_y - α 曲线, 它描述了翼型升力系数 C_y 随攻角 α 的变化情况。依据计算结果绘制的曲线如图 1(a) 所示; (b) 为依据实验数据绘制的同类曲线(参见文献[7])。从图中可以看出, 两条曲线吻合的较好。

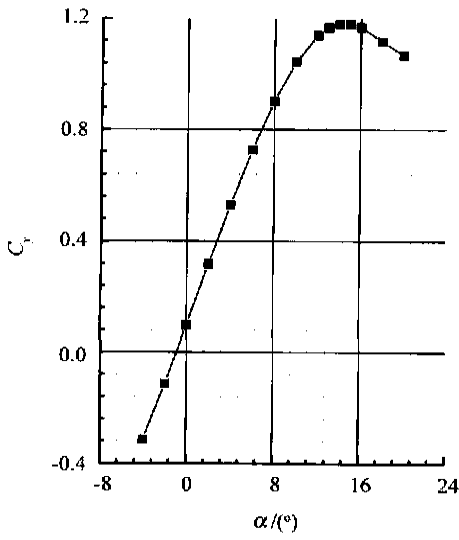


图 2 OAF 翼型 C_y - α 曲线

Fig 2 C_y - α of OAF

图 2 为根据计算结果绘制的 OAF 翼型在 $Ma = 0.5$ 时的 C_y - α 曲线(C_y 为升力系数)。从图

中可以看出, OAF 翼型的失速迎角和最大升力系数都较 NACA 63a312 翼型有较为明显的改善和

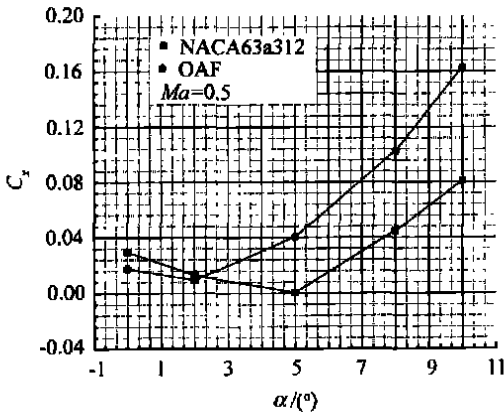


图 3 NACA 63a312 和 OAF 翼型 C_x - α 曲线

Fig 3 C_x - α of OAF and NACA 63a312

提高。这一结果同文献[8]中的论述是一致的。根据计算结果绘制的 NACA 63a312 和 OAF 翼型的曲线如图 3 所示(C_x 为阻力系数)。

2 微圆环动量理论与叶素理论

2.1 理论方法

取涵道尾桨前后足够远和涵道壁之间的气流为控制体。若上游远前方来流处速度(即侧风速度)为 V_0 , 桨盘及下游远处诱导速度分别为 v_1 和 v_2 , 则:

$$V_1 = V_0 + v_1 \quad V_2 = V_0 + v_2$$

由动量方程:

$$T_d = T_R + T_S = \rho V_1 S_1 (V_1 - V_0) \quad (3)$$

由能量守恒定律:

$$P = \frac{1}{2} \rho V_1 S_1 (V_2^2 - V_0^2)$$

又因为 $P = T_R \cdot V_1$, 所以:

$$T_R = \frac{1}{2} \rho S_1 (V_2^2 - V_0^2) \quad (4)$$

则

$$dT_R = \frac{1}{2} \rho (V_2^2 - V_0^2) \cdot dS_1$$

又

$$dS_1 = 2\pi r dr$$

则有

$$dC_{T_R} = \frac{\frac{1}{2} \rho (V_2^2 - V_0^2) \cdot 2\pi r dr}{\frac{1}{2} \rho (\Omega r)^2 \cdot \pi R^2} = \frac{(V_2^2 - V_0^2)}{(\Omega R)^2} \cdot 2\bar{r} d\bar{r} \quad (5)$$

由

$$dT = dY \cos \beta^* - dX \sin \beta^* =$$

$$dY \frac{\Omega r}{W} - dX \frac{(V_0 + v_1)}{W}$$

可推得:

$$dC_{T_R} = (\alpha_{yW} \bar{r} - \alpha_{xW} \bar{V}_1) d\bar{r} \quad (6)$$

令(5) = (6), 有:

$$2(\bar{V}_2^2 - \bar{V}_0^2) = \sigma \left[C_{yW} \bar{r} - C_{xW} \frac{\bar{V}_1}{r} \right] \quad (7)$$

引入比例因子 $q = \frac{T_S}{T_d}$ 表示涵道尾桨内的涵道拉力与总拉力之比, 由(3)、(4)式可得:

$$q = 1 - \frac{1}{2} \cdot \frac{V_2 + V_0}{V_1}$$

即
则

$$V_2 = 2(1 - q)V_1 - V_0$$

$$(\bar{V}_2^2 - \bar{V}_0^2) =$$

$$[4(1 - q)^2 \bar{V}_1^2 - 4(1 - q) \bar{V}_1 \bar{V}_0]$$

将其代入(7)式得:

$$\sigma \left[C_{yW} \bar{r} - C_{xW} \frac{\bar{V}_1}{r} \right] = \alpha_{a\infty} \left[\varphi - \tan^{-1} \left(\frac{\bar{V}_1}{r} \right) \right] \cdot \sqrt{\bar{r}^2 + \bar{V}_1^2} - \alpha_{c_x} \cdot \frac{\bar{V}_1}{r} \sqrt{\bar{r}^2 + \bar{V}_1^2} \quad (8)$$

这是一个单调变化的超越方程, 可由牛顿法或二分法等数值解法求解。公式中包含的参变量 q , 反映了涵道尾桨的拉力在螺桨和涵道壁之间的分配关系。它与复杂的涵道形状及飞行状态密切相关, q 的准确值需由试验确定或者根据复杂的理论方法估算。

功率系数:

$$m_k = \frac{1}{4} k_p \alpha_{c_{x7}} + C_{TR} V_0 + J C_{TR} V_{1dx} \quad (9)$$

2.2 计算结果分析

以上述方法对采用 NACA 63a312 翼型的涵道尾桨的拉力和功率进行计算。计算结果如下(图中 H 的量纲为米, b 的量纲为米)。

2.2.1 拉力部分

从图 4 中可以看出, 随飞行高度 H 增加, 悬停时涵道尾桨拉力逐渐下降。从图 5 中可以看到, 在有 15 m/s 侧风时, 涵道尾桨的拉力与悬停时相比, 下降了许多, 这是因为侧风速度使尾桨桨叶剖面入流角加大, 而迎角减小, 导致拉力下降。随着 H 高度的上升, 涵道尾桨拉力下降, 变化趋势与悬停时相同。从图 6 中可以看出, 随着侧风 V_0 的

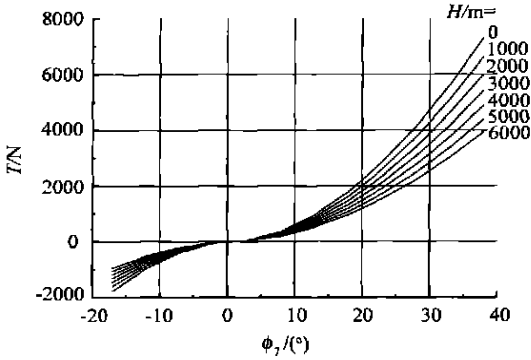


图 4 悬停时涵道尾桨拉力随 φ_7 角的变化
(ISA, $q = 0.45$)

Fig 4 $T - \varphi_7$ Curves at hover (ISA, $q = 0.45$)

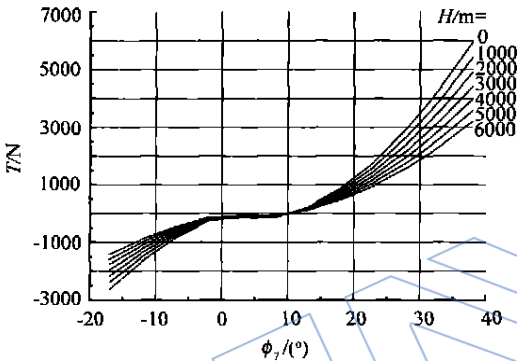


图 5 15 m/s 侧风时涵道尾桨拉力随桨距角的变化
(ISA, $q = 0.45$)

Fig 5 $T - \varphi_7$ Curves at 15 m/s lateral wind
(ISA, $q = 0.45$)

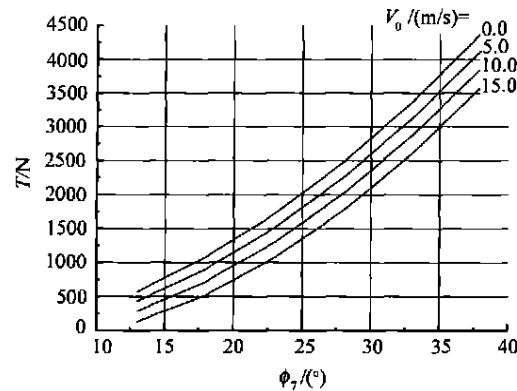


图 6 $H = 5000$ m 高度不同侧风时的涵道尾桨
拉力对比 ($q = 0.45$, ISA)

Fig 6 $T - \varphi_7$ Curves for different lateral
wind velocities
($H = 5000$ m, ISA, $q = 0.45$)

增加, 拉力减小。

从图 7 可以看出, 随着桨叶弦长 b 的增大, 拉力 T 也随着增大。

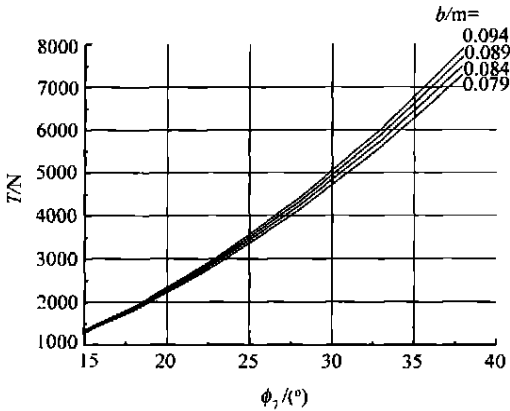


图 7 b 变化对拉力的影响 ($H = 0$, ISA)

Fig 7 $T - b$ Curves ($H = 0$, ISA)

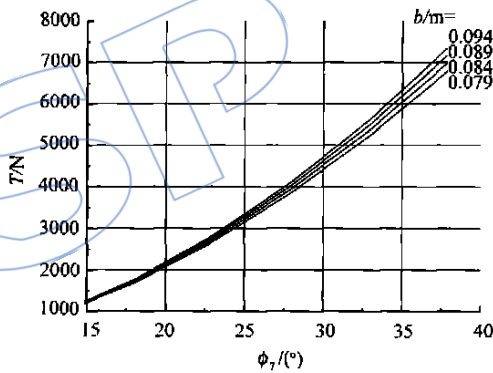


图 8 b 变化对拉力的影响 ($H = 0$, ISA + 20°C)

Fig 8 $T - b$ Curves ($H = 0$, ISA + 20°C)

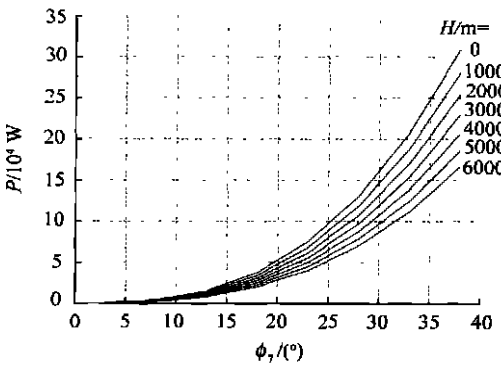


图 9 悬停时涵道尾桨功率随 φ_7 角的变化
(ISA, $q = 0.45$)

Fig 9 $P - \varphi_7$ Curves at hover (ISA, $q = 0.45$)

从图 8 可以看出, 在 ISA + 20°C 的情况下, 随着桨叶弦长 b 的增大, 拉力 T 也随着增大。同图 7 相比, 此时的拉力略有下降。

2.2.2 功率部分

图 9 和图 10 表明,在标准大气条件下,随着 H 高度的上升,涵道尾桨功率 P 下降,变化趋势与悬停时相同。

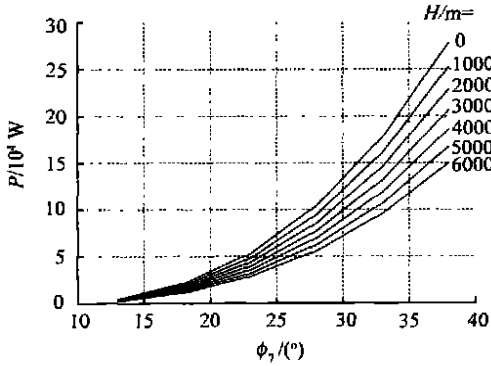


图 10 15 m/s 侧风时涵道尾桨功率随桨距角变化
($H = 0 \text{ m}$, ISA)

Fig 10 $P - \varphi$ Curves at 15 m/s lateral wind
($H = 0 \text{ m}$, ISA)

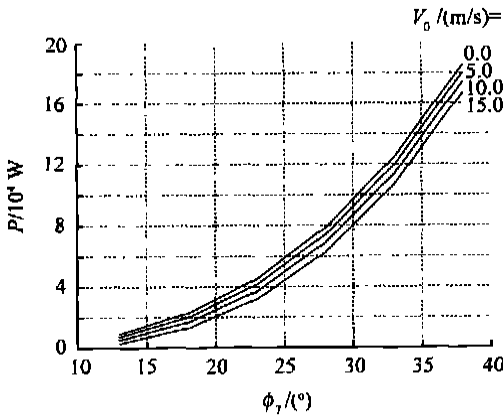


图 11 $H = 5000 \text{ m}$ 高度不同侧风时的涵道尾桨
功率对比 ($q = 0.45$, ISA)

Fig 11 $P - \varphi$ Curves for different lateral
wind velocities
($H = 5000 \text{ m}$, $q = 0.45$, ISA)

由图 11 可见,随着 V_0 的增加,功率减小,这一变化趋势同拉力的变化是一致的。

图 12 反映了不同高度下,桨叶弦长 b 变化对功率的影响。从图中可以看到,随着 b 的增大,功率 P 也随着增大。图 13 则显示了在 $\text{ISA} + 20^\circ\text{C}$ 的情况下,随着 b 的增大,在海平面高度下(即 $H = 0$)功率 P 的变化情况。同图 12 相比,除了功率略有下降外,两者的变化趋势完全一致。

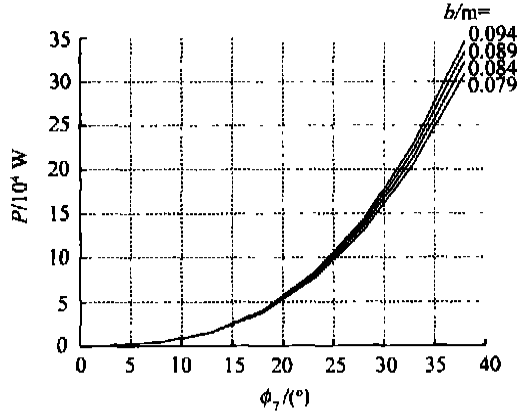


图 12 b 变化对功率的影响 ($H = 0$, ISA)

Fig 12 $P - b$ Curves ($H = 0$, ISA)

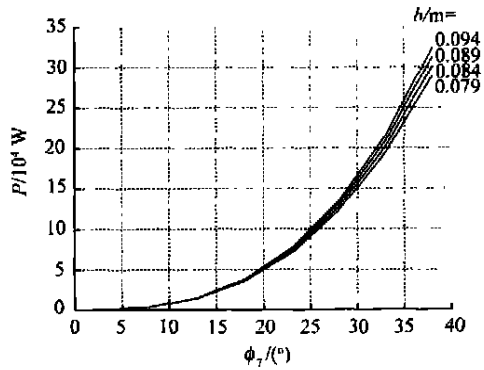


图 13 b 变化对功率的影响 ($H = 0$, $\text{ISA} + 20^\circ\text{C}$)

Fig 13 $P - b$ Curves ($H = 0$, $\text{ISA} + 20^\circ\text{C}$)

3 结 论

(1) 本文将采用 Jameson/TVD 混合格式计算得出的 OAF 翼型和 NACA 63a312 翼型的升力、阻力系数代入用微圆环动量理论和叶素理论建立的计算模型中,得到了涵道尾桨在不同状态下的拉力和功率。

(2) 通过将 CFD 技术与本文建立的涵道尾桨模型结合,就可以解得不同状态下的涵道尾桨拉力和功率。

(3) 尽管采用上述方法能够得到涵道尾桨的拉力和功率,但要想得到更为准确的旋翼流场(如涵道壁压力场和桨叶流动),还是应该考虑采用复杂的三维 CFD 方法进行计算。

参考文献

[1] Davis S S, Chang I C. The Critical Role of Computational Fluid Dynamics in Rotary-Wing Aerodynamic[J]. Vertica, 1987, 11(1/2): 43- 46

- [2] Jameson A, Schmidt W, Turkel E. Numerical Solution of the Euler Equation by Finite Volume Method Using Runge-Kutta Time-Stepping Schemes [R]. AIAA Paper 81-1529, June, 1981.
- [3] Wang J C T, Widhopf G F. A High-Resolution TVD Finite Volume Scheme for the Euler Equations in Conservation Form [R]. AIAA Paper 87-0538, Jan. 1987.
- [4] White F M. Fluid Mechanics [M]. New York: McGraw-Hill, 1994: 294-446.
- [5] Baldwin B S, Lomax H. Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows [R]. AIAA Paper 78-257, 1978.
- [6] Cao Y, Wang J, Su Y. Mixed Jameson/Total-Variation-Diminishing Scheme Applied to Simulation Rotor Airfoil Flow-field [J]. AIAA Journal of Aircraft, 40(1): 213-216.
- [7] Abbott I H, Doenhoff A E, Stivers L S. Summary of Airfoil Data [R]. NACA Report, (824): 421-423.
- [8] Vialle M, Aumaud G. A New Generation of "Fenestron" Fan-in-Fin Tail Rotor on EC 135 [R]. Presented at Nineteenth European Rotorcraft Forum, Paper No D4, Cernobbio (Como) Italy, Sept 1993.
- [9] Fairchild J E, Batra N N, Stewart R L. Influence of Design Parameters on Fan-in-Fin Static Performance [A]. Presented at the 29th Annual forum of the American Helicopter Society [C]. Preprint No 701, Washington D. C., May, 1973.
- [10] Black D M, Wainauski H S. Shrouded Propellers- a Comprehensive Performance Study [R]. AIAA Paper 68-994, Oct, 1968.
- [11] Kriebel A R. Theoretical Stability Derivatives for a Ducted Propeller [R]. AIAA Paper 64-170, May, 1964.
- [12] Davidson J K, Havey C T, Sherrieb H E. Fan-in-Fin Antitorque Concept Study [R]. AD 747806, July 1972.
- [13] Clark D R. Aerodynamic Design Rational for the Fan-in-Fin on the S-76 Helicopter [A]. Presented at the 31st Annual National Forum [C]. American Helicopter Society, Preprint 904, Washington D. C., May 1975.
- [14] Mouille R. The "Fenestron" Shrouded Tail Rotor of the SA. 341 Gazelle [J]. Journal of the American Helicopter Society, Oct, 1970, 15(4):.