

涵道螺旋桨气动特性数值模拟*

李晓华, 郭正, 陈清阳

(国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:以某涵道螺旋桨为研究对象,利用动量理论分析了孤立螺旋桨和涵道螺旋桨产生不同拉力的原因;同时利用 SST $k-\omega$ 湍流模型,采用三维 Navier-Stokes 方程,利用滑移网格模型,通过数值模拟分别计算了孤立螺旋桨与涵道螺旋桨的复杂流动,分析它们在不同转速下,拉力系数、功率系数和效率的差异。分析表明,加上涵道以后,有效抑制了螺旋桨尖涡,减少了能量损失。在相同转速下,总拉力系数增加 23%,涵道螺旋桨的拉力系数与功率系数的比值比孤立螺旋桨的高出 40%,效率显著提高,同时需用功率系数也略有增加,约 0.05,结果与理论分析相吻合。

关键词:孤立螺旋桨;涵道螺旋桨;气动特性;数值模拟;滑移网格模型

中图分类号:V221.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2015)04-031-05

Numerical simulation of ducted rotor's aerodynamic characteristics

LI Xiaohua, GUO Zheng, CHEN Qingyang

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Taking a ducted fan rotor as the study object, the reasons why open rotor and ducted rotor produce different lift were researched through the momentum theory. At the same time, the three-dimensional Navier-Stokes equations and SST $k-\omega$ turbulence model were used to simulate the complex flow around the open and ducted rotor, which was based on the sliding mesh method. It also analyzed their differences in lift coefficient, power coefficient and efficiency at different rotating speed. The duct restrains tip vortexes and reduces energy wastage markedly, which make the lift coefficient increase 23% and the ratio of lift and power coefficient augment 40%. Efficiency is obviously improved and the required power coefficient is slightly increased to 0.05. The results coincide with the theoretical analysis.

Key words: open rotor; ducted rotor; aerodynamic characteristics; numerical simulation; sliding mesh model

近年来,材料、控制、流体力学等领域的快速发展,促使无人飞行器成为一个热点研究领域,世界各个国家均已开展了相关的研究与试验。无人驾驶,与传统有人驾驶飞行器相比,它在侦察、监视和攻击方面具有独特优势。未来,无人机必然成为各国武器装备不可或缺的一部分,特别是临近空间无人飞行器,应用前景广阔,可以进行高空长航时飞行。目前,大部分无人机采用螺旋桨作为推力装置,但该类飞行器要实现快速机动飞行,必须拥有一套高效的动力推进装置。而螺旋桨气动特性的优劣直接影响到整个飞行器的气动性能。因此,准确分析预测螺旋桨的效率成为设计的首要任务;由于涵道能够有效抑制螺旋桨尖涡,增加升力,提高气动效率,同时还能降低螺旋桨旋转与空气摩擦产生的噪音,所以利用涵道与风扇相互配合的涵道螺旋桨也是一个不错的

选择。

目前,国内外研究人员对孤立螺旋桨和涵道螺旋桨的设计、性能评估进行了很多研究。理论方法主要有螺旋桨动量理论、叶素理论和涡流理论等^[1-3]。但是螺旋桨旋转时,三维非定常流场结构复杂,理论计算结果无法完全满足设计需求。现在也有采用风洞试验,直接获取螺旋桨在不同工况下的气动性能参数^[4-6],但其时间长、费用高、大尺寸螺旋桨无法做到全尺寸风洞试验,且不能满足工程中大量使用的需求。

随着计算机性能的不不断提升,计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)方法已经广泛应用于对螺旋桨气动特性的研究。Ali Akturk 和 Cengiz Camci 等^[5-7]主要基于实验,对涵道风扇展开了大量研究,并运用 CFD 数值模拟与实验进行对比分析,研究涵道螺旋桨气动特性,桨尖能

* 收稿日期:2015-04-10

基金项目:航空科学基金资助项目(20145788006)

作者简介:李晓华(1990—),男,四川眉山人,博士研究生,E-mail:lixiaohua@nudt.edu.cn;

郭正(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:guozheng@nudt.edu.cn

量泄漏影响飞行器性能,当间隙减小到 3.04%,悬停效率比孤立螺旋桨提升 38%。Wang 等^[8]研究了不同消旋舵片对涵道风扇的影响,将螺旋桨简化为动量盘,大大减轻了划分网格的工作量,但是也忽略了螺旋桨桨尖涡,及与涵道壁的三维效应。Ghanem 等^[9-10]将实验与数值模拟相结合,研究发现涵道螺旋桨耗散涡的强度和大小受雷诺数影响微弱,但是对桨尖间隙变化敏感,并与孤立螺旋桨进行了对比分析。

1 理论计算

选用某涵道螺旋桨,桨叶数为 5,螺旋桨直径为 0.346m,中心体半径为 0.0525m,螺旋桨顺时针旋转,如图 1 所示。涵道由唇口、中间段和扩张段三部分组成。涵道内壁与螺旋桨桨尖之间的距离是螺旋桨桨径的 1%,涵道高度 0.2m,扩张角 8.2°,涵道二维剖面示意图如图 2 所示。孤立螺旋桨和涵道螺旋桨数值模拟采用 1:1 模型。



图 1 涵道螺旋桨三维示意图

Fig. 1 Three-dimensional diagram of ducted rotor

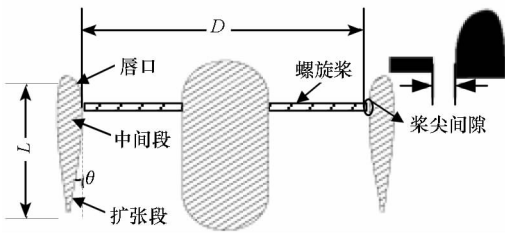


图 2 涵道螺旋桨二维剖面示意图

Fig. 2 Two-dimensional profile diagram of ducted rotor

以螺旋桨桨盘为界,将涵道螺旋桨分为两段,涵道入口段和涵道出口段。通过动量理论,可以推导得到两段压力系数分布规律^[11],如式(1)和式(2)所示。取螺旋桨桨尖处 q_{tip} 为参考动压, p_0 , v , v_i , σ 分别表示环境大气压、轴向速度、诱导速度、出口面积和桨盘面积之比。图 3 展示了孤立螺旋桨和涵道螺旋桨在相同拉力系数下,压力系数变化情况。

涵道入口段:

$$C_p = \frac{p - p_0}{q_{tip}} = -(\sigma C_T) \cdot \left(\frac{v}{v_i}\right)^2 \quad (1)$$

涵道出口段:

$$C_p = (\sigma C_T) \cdot \left[\frac{1}{\sigma^2} - \left(\frac{v}{v_i}\right)^2\right] \quad (2)$$

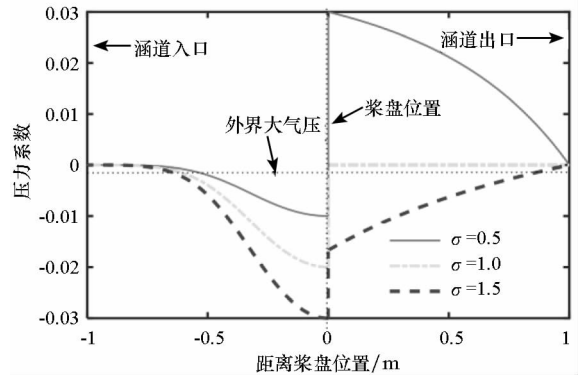


图 3 悬停状态下,孤立螺旋桨和涵道螺旋桨相同拉力时,距桨盘位置的压力变化

Fig. 3 Variations in pressure of open and ducted rotors in the hover condition, at the same thrust coefficient

螺旋桨产生拉力,是由于桨盘上下有压力差。图 3 中, $\sigma = 0.5$ 曲线表示孤立螺旋桨在悬停状态下,轴向方向的压力变化。因为孤立螺旋桨悬停状态下,桨盘面积与远处尾流面积之比为 2。 $\sigma = 1.0$ 和 $\sigma = 1.5$ 曲线表示有涵道时,轴向压力变化情况。图 3 说明,涵道的存在,导致桨盘上下压差降低,螺旋桨产生拉力减小,螺旋桨被“卸载”。

2 网格及计算条件

2.1 计算网格

采用滑移网格模型 (Sliding Mesh Method, SMM),将整个计算域分成两个区域,一个是包含螺旋桨的旋转区域,另一个是剩下的包含涵道的静止区域。采用结构网格划分旋转区域和静止区域,两个区域交界处定义为交界面 (interface),数值模拟时,两个区域之间通过交界面数值交换,很好地解决了螺旋桨旋转与涵道等静止的问题。

在螺旋桨桨叶表面,做一套 O 型网格,生成边界层网格。由于螺旋桨模型周期对称,只需要对旋转区域的一个桨叶进行网格划分,然后采用周期旋转,就可以得到整个旋转域的网格,静止区域也采用类似方法划分。图 4 展示了包含螺旋桨的旋转域和包含涵道的静止域,整个计算域是一个圆柱体,计算域直径是螺旋桨直径的 8 倍,入口边界距离涵道唇口的长度为螺旋桨直径的 6 倍,出口距离涵道扩张段的长度为螺旋桨直径的 10 倍。图 5 展示了螺旋桨物面附近网格拓扑结构,

螺旋桨表面网格和边界层网格。旋转区域网格量为323万,静止区域网格量为231万,总网格数量为554万。

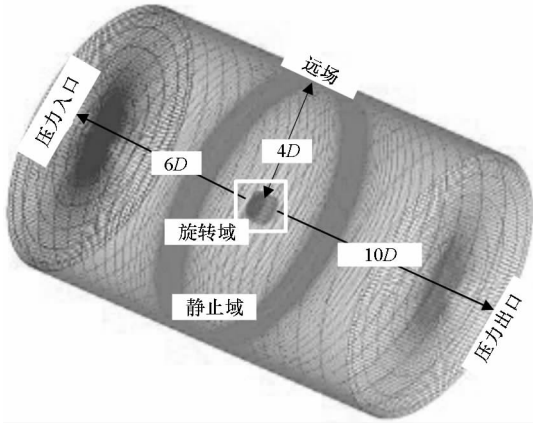


图4 整个计算流域示意图

Fig. 4 Diagram of the whole computational domain

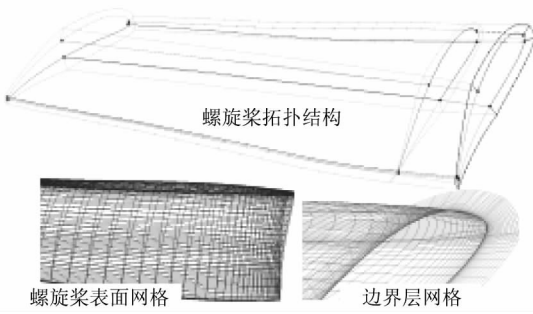


图5 螺旋桨网格拓扑结构

Fig. 5 Topological structure of rotor mesh

2.2 计算方法

对螺旋桨进行数值模拟,采用不可压粘性流动三维 Navier-Stokes 控制方程,它的积分形式为:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} U dV + \iint_{\partial\Omega} F(U) \cdot n dS = \iint_{\partial\Omega} G(U) \cdot n dS \quad (3)$$

式(3)中,各个变量的定义参照文献[12]。

计算选用的湍流模型为 SST k- ω 模型,如式(4),变量定义参照文献[13]。它在靠近壁面的附面层采用 k- ω 模型,因为 k- ω 模型的一个特点是对逆压梯度比较敏感,能够模拟较大分离的运动,适合模拟螺旋桨旋转运动;在远离壁面的流场区域,使用 k- ϵ 湍流模型,有效地避免了 k- ω 模型对自由来流比较敏感的缺点,提高了模型的稳定性。它结合了两个湍流模型的优点,提高了计算结果的准确性。

$$\begin{cases} \frac{D\rho\omega}{Dt} = \frac{\gamma}{v_i} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta\rho\omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_{\omega}\mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \\ 2\rho(1 - F_1)\sigma_{\omega} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \\ \frac{D\rho k}{Dt} = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \beta^* \rho\omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k\mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \end{cases} \quad (4)$$

计算了悬停状态下,孤立螺旋桨和涵道螺旋桨在 3000 ~ 8500r/min 范围内,不同转速时的气动性能。边界条件设为压力入口、压力出口,螺旋桨和涵道设置为无滑移壁面。

3 孤立螺旋桨和涵道螺旋桨数值模拟

3.1 气动特性分析

对螺旋桨进行数值模拟,得到不同转速下的拉力系数、功率系数和效率,计算公式如式(5)~(7)所示。 ρ 表示大气密度, M 表示螺旋桨产生的扭矩, P 表示螺旋桨需用功率, η 表示螺旋桨效率。 V 表示自由来流速度, n 表示螺旋桨转速, D 表示螺旋桨直径。

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (5)$$

$$P = 2\pi M \times n \quad (6)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (7)$$

为了验证计算方法的正确性,选用图6所示的两叶桨,将其拉力系数和功率系数的计算结果与实验值进行对比,见表1和表2。可以发现数值计算结果与实验结果吻合良好,说明该计算方法能够较好地模拟螺旋桨的气动特性。



图6 两叶桨三维图

Fig. 6 Three-dimensional diagram of a 2-blade rotor

表1 双叶桨拉力系数计算结果与实验值对比

Tab. 1 Lift coefficient comparison of a 2-blade rotor between simulation and experiment

转速	C_T		误差/%
	计算值	实验值	
3100	0.176	0.176	0
4150	0.176	0.168	4.76
5000	0.177	0.182	2.75
6200	0.178	0.184	3.26
7010	0.176	0.183	3.83
8100	0.176	0.182	3.30

表 2 双叶桨功率系数计算结果与实验值对比

Tab.2 Power coefficient comparison of a 2-blade rotor between simulation and experiment

转速	C_p		误差/%
	计算值	实验值	
3100	0.136	0.180	24.4 ^①
4150	0.136	0.143	4.90
5000	0.136	0.135	0.074
6200	0.135	0.130	3.85
7010	0.135	0.129	4.65
8100	0.136	0.134	1.49

①功率系数误差 24.4%，由于测量错误导致。

图 7~9 表示了不同转速下,涵道螺旋桨和孤立螺旋桨的拉力系数、功率系数和工作效率的变化情况。结合图 3,可以发现,孤立螺旋桨加上涵道以后,桨盘上下压差减小,桨盘被“卸载”,根本原因是涵道扩张段改变了尾流流动特性,使桨叶剖面当地迎角减小,螺旋桨产生拉力减小,这也有利于防止桨叶失速。拉力系数和功率系数不随转速变化而变化。涵道螺旋桨产生的总拉力比孤立螺旋桨产生的拉力大 23%,这主要是由于涵道唇口绕流增升,涵道内壁抑制螺旋桨桨尖涡,减少能量损失,促使总的拉力增加。涵道螺旋桨的需用功率系数比孤立螺旋桨高 0.05,但是,涵道螺旋桨的 C_T/C_p 值比孤立螺旋桨高出 40%,这说明涵道螺旋桨的工作效率远高于孤立螺旋桨。

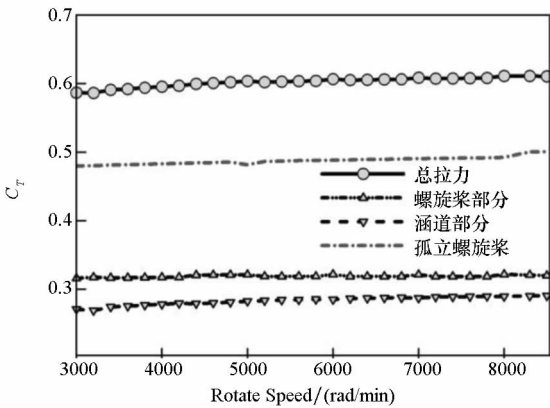


图 7 涵道螺旋桨和孤立螺旋桨拉力系数

Fig.7 The lift coefficient of ducted and open rotor

3.2 流动特性分析

分析涵道螺旋桨和孤立螺旋桨在悬停状态下的流动特性。图 10 表示了涵道螺旋桨在悬停状态下,轴向剖面的压力云图和流线图,由于螺旋桨高速旋转,桨盘下方尾流呈螺旋式向下运动。图

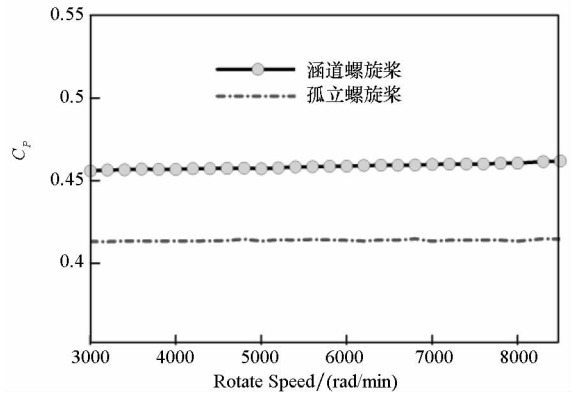


图 8 涵道螺旋桨和孤立螺旋桨功率系数

Fig.8 Power coefficient of ducted and open rotor

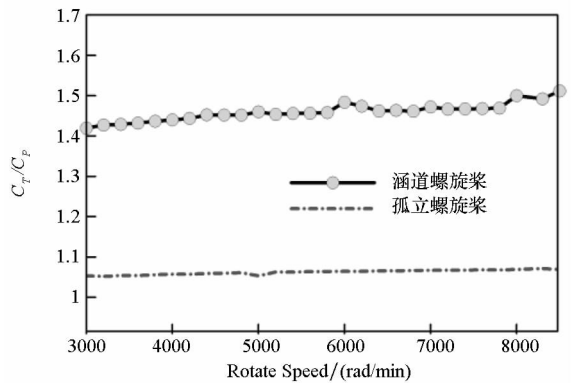


图 9 涵道螺旋桨和孤立螺旋桨 C_T/C_p 值

Fig.9 C_T/C_p value of ducted and open rotor

11 和图 12 对比了涵道螺旋桨桨尖流动状态,螺旋桨旋转,桨尖上下端面产生压差,使桨尖附近气体回流,产生桨尖涡,这是螺旋桨能量损失的一个重要部分。加上涵道以后,有效抑制了桨尖回流。

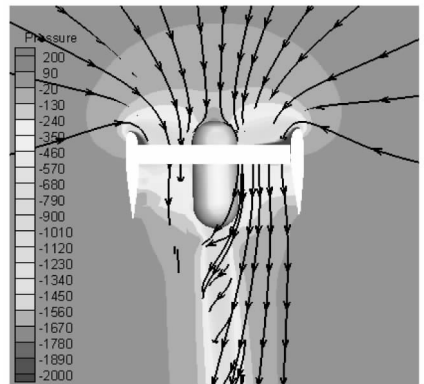


图 10 涵道螺旋桨流线和压力云图

Fig.10 Streamline and pressure cloud picture of ducted rotor

4 结论

螺旋桨是无人机动力装置的重要组成部分,直接影响飞行器气动性能。通过理论计算和数值

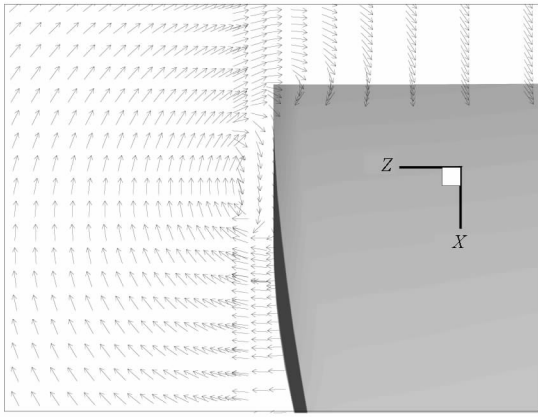


图 11 孤立螺旋桨桨尖速度矢量图

Fig. 11 Velocity vector in open rotor tip

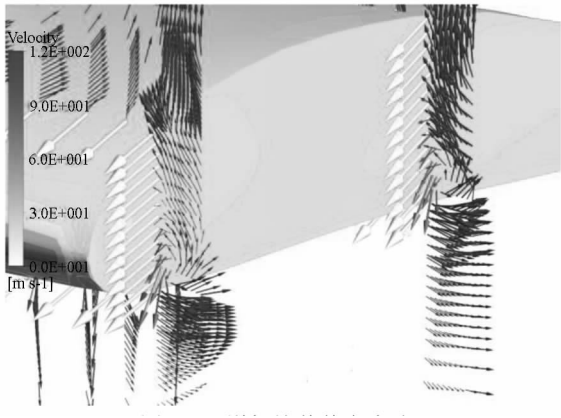


图 12 涵道螺旋桨桨尖流动

Fig. 12 Flow in ducted rotor tip

模拟,分析了某孤立螺旋桨和涵道螺旋桨的气动特性。

通过对比分析,结果表明,加上涵道以后,能够有效帮助螺旋桨“卸载”,减小桨叶剖面当地迎角,防止桨叶失速。同时,由于涵道内壁的作用,在一定桨尖间隙范围,有效抑制了螺旋桨桨尖回流,减少能量损失。在相同转速下,涵道螺旋桨相对孤立螺旋桨,在拉力系数、功率系数和工作效率方面都有显著提高。为了便于研究,对几何模型进行了一定简化,忽略螺旋桨和中心体这两者与涵道的连接装置。同时加上涵道以后,会增加飞行器本身结构重量,所以在设计过程中需要综合权衡。

参考文献 (References)

- [1] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006.
LIU Peiqing. The propeller theory and application [M]. Beijing: Beihang University Press, 2006. (in Chinese)
- [2] Spangler M. Theoretical study of ducted fan performance-NASA technical[R]. USA; NASA, 1970.
- [3] Mendenhall M R, Kriebel A R, Spangler S B. Theoretical study of ducted propeller blade loading, ducted stall and interference[R]. Washington D. C., USA, 1966.
- [4] Akturk A, Camci C. Tip clearance investigation of a ducted fan used in VTOL unmanned aerial vehicles—part II novel treatments via computational design and their experimental verification[J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 136(2): 021005.
- [5] Akturk A, Camci C. Tip clearance investigation of a ducted fan used in VTOL unmanned aerial vehicles—part I baseline experiments and computational validation [J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 136(1): 021004.
- [6] Akturk A, Camci C. Experimental and computational assessment of a ducted-fan rotor flow model[J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(3): 885 - 897.
- [7] Akturk A, Shavalikul A, Camci C. PIV measurements and computational study of a 5 - inch ducted fan for VSTOL UAV applications[Z]. Orlando, Florida, 2009.
- [8] Wang Z J, Chen L, Guo S J. Numerical analysis of aerodynamic characteristics for the design of a small ducted fan aircraft [J]. Journal of Aerospace Engineering, 2012, 227(10): 1556 - 1570.
- [9] Oweis G F, Fry D, Chesnakas C J, et al. Development of a tip-leakage flow — part 1: the flow over a range of reynolds numbers[J]. Journal of Fluids Engineering, 2006, 128(4): 751 - 764.
- [10] Oweis G F, Fry D, Chesnakas C J, et al. Development of a tip-leakage flow—part 2: comparison between the ducted and un-ducted rotor [J]. Journal of Fluids Engineering, 2006, 128: 765 - 773.
- [11] Pereira J L. Hover and wind-tunnel testing of shrouded rotors for improved micro air vehicle design[D]. USA: University of Maryland, 2008.
- [12] 张德良. 计算流体力学教程[M]. 2版. 北京:高等教育出版社, 2011.
ZHANG Deli. A course in computational fluid dynamics[M]. 2nd ed. Beijing: Higher Education Press, 2011. (in Chinese)
- [13] Menter. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1589 - 1605.