

doi: 10.7690/bgzdh.2021.03.011

基于 CFD 理论的战略大飞机的气动特性数值模拟

岳奎志¹, 程亮亮², 董超¹, 郁大照¹

(1. 海军航空大学一院, 山东 烟台 264001; 2. 海军航空大学二院, 山东 烟台 264001)

摘要: 为对概念设计战略大飞机且加装预警雷达天线的气动特性进行对比, 采用 CATIA 软件, 设计一种战略大飞机的 3D 几何模型。基于计算流体力学 (computational fluid dynamics, CFD) 技术, 空气流场的湍流模型采用标准的 $k-\varepsilon$ 方程, 流体力学控制理论则采用 3 维 $N-S$ 方程。经 Fluent 软件数值模拟, 得出战略大飞机的压力系数云图、速度等值面图和升阻特性, 并计算在平飞时飞机的质量和需用推力。结果表明, 该研究能对大飞机总体设计提供参考依据和技术支撑。

关键词: 概念设计; 大飞机; 计算流体力学; 数值模拟; 气动特性

中图分类号: V211 **文献标志码:** A

Numerical Simulation of Aerodynamic Characteristics of Large Strategic Aircraft Based on CFD Theory

Yue Kuizhi¹, Cheng Liangliang², Dong Chao¹, Yu Dazhao¹

(1. No.1 School, Navy Aviation University, Yantai 264001, China;

2. No.2 School, Navy Aviation University, Yantai 264001, China)

Abstract: In order to compare the aerodynamic characteristics of strategic large aircraft and early warning airplane with radar antenna, a 3D model of strategic large aircraft is designed by CATIA software. Based on computational fluid dynamics (CFD) technology, standard $k-\varepsilon$ equation is applied to turbulence model of the air flow field, while fluid dynamics control theory adopts the 3D $N-S$ equation. Then numerical simulation of the model is conducted in Fluent software, and the pressure coefficient diagram, velocity contour map and lift-resistance characteristics of the strategic large aircraft are obtained. The weight of the model and required thrust during horizontal flight are also calculated. The results show that the research can provide reference and technical support for the overall design of large aircraft.

Keywords: conceptual design; large aircraft; CFD; numerical simulation; aerodynamic characteristics

0 引言

战略大飞机是一种多用途飞行器的支撑平台, 有民用、军用和航天等多种发展方向。目前主要的战略大飞机有: 俄罗斯的“伊尔-76”, 乌克兰的“安-124”和“安-225”, 美国的“C-17”“C-5”“波音-747”和“波音-777”等, 欧洲的“A-380”。中国对战略大飞机的研发也非常重视。

计算流体力学是流体力学、数值分析和计算机科学结合的产物。基于 CFD 技术研究飞机的气动特性, 国内外学者已取得了丰富的学术成果。文献[1]和文献[2]基于伴随算子, 研究大飞机在全机状态下的机翼多参数、高精度优化设计, 并考虑短舱和机身对机翼气动特性的影响; 文献[3]采用非结构混合网格方法数值求解 $N-S$ 方程, 分析了进排气效应对机翼气动载荷的影响; 文献[4]对大飞机布局风洞实验尾支撑干扰开展了数值模拟和实验研究, 数值方

法计算结果与风洞实验结果有很好的 consistency; 文献[5]基于 3D 数字样机和高精度数值模拟方法, 设计自动驾驶仪闭环仿真系统; 文献[6]研究非平面机翼的气动性能; 文献[7]研究宽体飞机客舱环境控制系统的通风情况; 文献[8]研究飞机在大迎角条件下的气动特性; 文献[9]研究飞机机翼的结构和气动耦合技术; 文献[10]研究飞机空气动力和稳定特性; 文献[11]研究运输机尾部降阻增升方案的设计, 并进行风洞试验; 文献[12]考虑进气道几何特征, 研究高速飞机的进气道特性; 文献[13]使用降阶模型, 数值模拟飞机的结冰特性; 文献[14]研究大飞机缝翼滑轨对飞机气动性能的影响; 文献[15]数值模拟大飞机静压孔周围的压力系数, 仿真得出压力系数与实际侧滑角的关系; 文献[16]基于分布式推进系统与翼身融合体耦合的飞机气动布局设计方案, 研究设计参数对飞机气动特性的影响; 文献[17]计算

收稿日期: 2020-11-10; 修回日期: 2020-12-24

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51375490)

作者简介: 岳奎志(1981—), 男, 辽宁人, 博士, 副教授, 从事飞行器设计、隐身技术、飞行原理、舰载机工程研究。E-mail: 316710343@qq.com。

评估大量外形方案性能，完成民用飞机与发动机集成构型下机翼多目标优化设计；文献[18]估算机翼下挂载吊舱对试验飞机飞行品质的影响；文献[19]提出智能自适应控制策略，并对波音 747 进行仿真，效果显示能够实现强风干扰影响下的大飞机姿态快速稳定与快速机动。

虽然对大飞机的气动特性研究较多，但是关于概念设计战略大飞机，且加装预警雷达天线后的气动特性对比方面的研究，尚未搜到相关文献；因此，笔者采用 CFD 技术，研究战略大飞机的概念设计，并进行战略运输机和战略预警机的气动特性研究。

1 理论依据

在对战略大飞机进行 CFD 数值模拟的过程中，空气流场的湍流模型采用标准的 $k-\varepsilon$ 方程，流体力学控制理论则采用 3 维 $N-S$ 方程。

湍流模型的标准 $k-\varepsilon$ 方程^[20]为：

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k; \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon}(\varepsilon/k)(G_k + C_{3\varepsilon}G_b) - C_{2\varepsilon}\rho(\varepsilon^2/k) + S_\varepsilon. \quad (2)$$

控制理论的 3 维 $N-S$ 方程为^[21]：

$$\frac{\partial \rho u}{\partial t} + \text{div}(\rho u u) = \text{div}(\mu \text{grad } u) - \frac{\partial p}{\partial x} + S_u; \quad (3)$$

$$\frac{\partial \rho v}{\partial t} + \text{div}(\rho v u) = \text{div}(\mu \text{grad } v) - \frac{\partial p}{\partial y} + S_v; \quad (4)$$

$$\frac{\partial \rho w}{\partial t} + \text{div}(\rho w u) = \text{div}(\mu \text{grad } w) - \frac{\partial p}{\partial z} + S_w. \quad (5)$$

其中： ρ 是流体密度； k 是湍动能； t 是时间； u_i 是时均速度； μ 是流体动力粘度； μ_t 是湍动粘度； σ_k 是与湍动能 k 对应的 Prandtl 数； G_k 是由于平均速度梯度引起的湍动能 k 的产生项； G_b 是由于浮力引起的湍动能 k 的产生项； ε 是湍动耗散率； Y_M 是湍流中脉动扩张的贡献； S_k 是用户定义的源项； σ_ε 是与耗散率 ε 对应的 Prandtl 数； $C_{1\varepsilon}$ 、 $C_{2\varepsilon}$ 和 $C_{3\varepsilon}$ 是经验常数； S_ε 是用户定义的源项； u 是速度矢量； u 、 v 和 w 是速度矢量 u 在 x 、 y 和 z 方向上的分量； p 是流体微元体上的压力； $\text{div}()$ 是散度； $\text{grad}()$ 是梯度； S_u 是动量守恒方程 u 方向的广义源项； S_v 是动量守恒方程 v 方向的广义源项； S_w 是动量守恒方程 w 方向的广义源项^[22]。

2 战略大飞机概念设计

战略大飞机的使命任务和发展定位为：1) 在军用领域，战略大飞机可作为军用运输机、预警机、加油机和预警加油机的飞行平台；2) 在民用领域，战略大飞机可成为客机，同“波音-747”和“A-380”平分秋色。

根据飞机设计的使命任务和发展定位，采用 CATIA 软件，参照“安-225”“波音-747”和“A-380”等大飞机，笔者设计出战略大飞机的 3 维数字样机如图 1。



图 1 战略大飞机几何模型

战略大飞机为正常式气动布局、H 形尾翼、4 台涡扇发动机的宽体飞机，其总体布置情况如下：

- 1) 后掠机翼分成 2 段，并带有翼尖小翼，带有 4 片襟翼和 2 片副翼；
- 2) 平尾上反 7°，并带有 6 片升降舵；
- 3) 双立尾外倾角为 10°，每个立尾带有上下 2 片方向舵；
- 4) 平尾和双立尾组合成 H 形尾翼；
- 5) 机翼下吊挂 4 台型号为通用电气 GB90-115B 的涡扇发动机，单台发动机最大推力为 567 kN；
- 6) 主起落架共计有 32 个机轮，左右两侧各 8 个起落架，每个起落架带有 2 个机轮；
- 7) 前起落架有 2 个起落架，每个起落架带有 2 个机轮。

概念设计战略大飞机的 3 维数字样机，采用的主要设计参数见表 1。

表 1 飞机主要设计参数

参数	设定值	参数	设定值
机长/m	84.8	平尾上反角/(°)	7
机高/m	18.3	立尾高/m	11
翼展/m	88.4	立尾上翼弦长/m	3.816
机翼前缘后掠角/(°)	35	立尾中翼弦长/m	9
机翼前缘根弦长/m	21.2	立尾下翼弦长/m	3.28
机翼翼中弦长/m	13.638	立尾外倾角/(°)	10
机翼翼尖弦长/m	3.6	单台发动机最大推力/kN	569
翼尖小翼弦长/m	1.5	发动机数量/台	4
机翼扭转角/(°)	3	主起落架机轮数量/轮	32
机翼下反角/(°)	2	前起落架机轮数量/轮	4
平尾前缘后掠角/(°)	40	飞行员数量/人	6
平尾翼根弦长/m	11.2	机翼翼型	AH-21
平尾翼尖弦长/m	6.2	平尾翼型	AG10
平尾展长/m	32	立尾翼型	NA006T
平尾扭转角/(°)	3		

在民用客机领域，战略大飞机一次可以承载

599 名乘客；在军用运输机领域，战略大飞机一次可以运送 11 辆步兵战车，参见图 2(a)；在预警机领

域，大飞机可以衍生成战略预警机，设计的探测距离达到 1 500 km，参见图 2(b)。



图 2 战略大飞机的应用领域

在概念设计综合领域，战略大飞机还可以充当加油预警机。

3 分析与讨论

主要进行战略大飞机的气动特性分析。

战略大飞机按照几何形状相似度，划分成 2 种类型：战略运输机、战略预警机。

在建立战略大飞机的几何模型后，需对飞机划

分网格，才能进行 CFD 分析。基于 Workbench 软件 Mesh 模块，采用非结构的四面体网格，对战略大飞机飞行的气动流场进行网格划分，生成战略运输机的流场网格数量为 12 676 981 个，生成战略预警机的流场网格数量为 13 596 208 个。取流场网格在战略大飞机表面的网格部分，生成战略大飞机的网格见图 3。

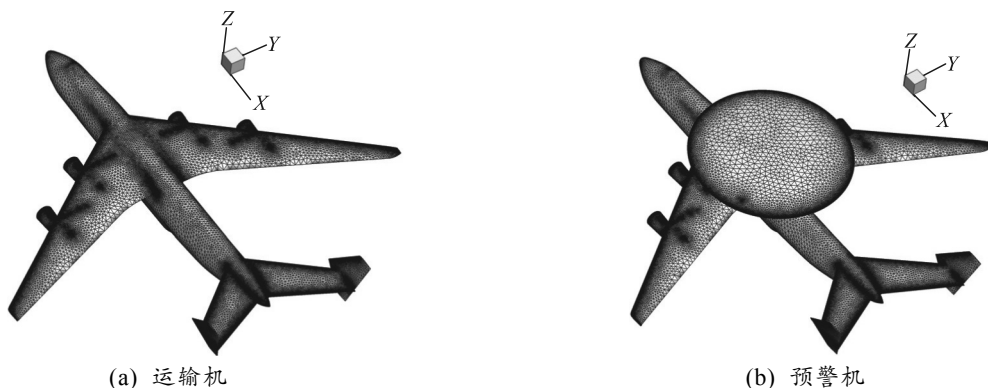


图 3 战略大飞机的网格

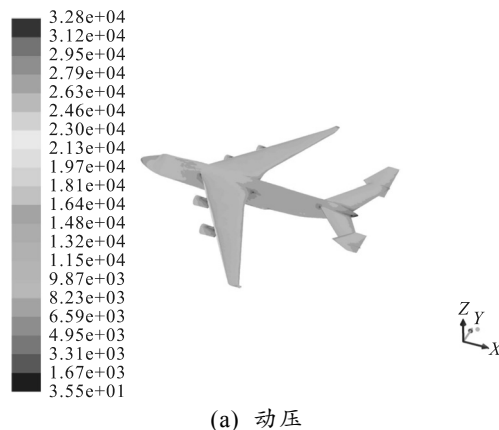
在生成流场网格后，进行战略大飞机的气动特性分析。

采用 Workbench 软件的 Fluent 模块，基于 CFD 理论，分析战略大飞机的气动特性。

因为战略运输机在高空进行巡航飞行，所以分析其在 12 km 空中飞行时的气动特性。在进行 CFD 求解战略运输机气动特性过程中，在模型设置选项中湍流理论采用标准的 $k-\varepsilon$ 方程，而流体力学控制理论采用 3 维 $N-S$ 方程。战略运输机流场的初始条件设置如下：1) 流场入口流体为空气，在海拔 12 km 空中的大气密度为 $0.311\ 94\ \text{kg/m}^3$ ，压力为 $19\ 399\ \text{Pa}$ ，声速为 $295.07\ \text{m/s}$ ，动力粘度为 $1.421\ 6 \times 10^{-5}\ \text{N}\cdot\text{s/m}^2$ ；2) 大气流场入口速度为 $0.8\ \text{Ma}$ ；3) 大气流场出口为自由出流；4) 机翼参考面积为 $900\ \text{m}^2$ ；

5) 重心位置设定为 $x=41.989\ \text{m}$ ， $y=0\ \text{m}$ ， $z=1.982\ \text{m}$ 。

飞机在迎角为 0° 时，经 Fluent 软件的数值模拟可以得出：1) 战略运输机的动压、静压云图见图 4；2) 战略运输机的速度等值面图见图 5。



(a) 动压

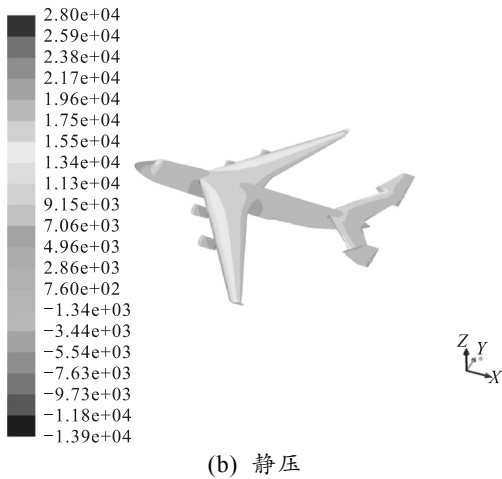


图 4 战略运输机的压力云图

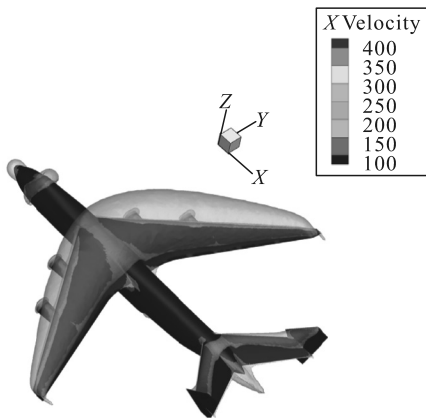


图 5 战略运输机的速度等值面

经 Fluent 软件的数值模拟，战略运输机在迎角为 $-6\sim 15^\circ$ 时，还可得出气动力系数和气动力矩系数见表 2。

表 2 战略运输机的气动力系数及力矩系数

速度/ (m/s)	迎角/ ($^\circ$)	气动力系数			气动力矩系数		
		C_D	C_L	C_C	C_l	C_m	C_n
80	-6	0.029	-0.149	0	0	-0.008	0
80	-3	0.003	0.163	0	0	0.007	0
80	0	0.018	0.474	0	0	-0.003	0
80	3	0.076	0.781	0	0	-0.006	0
80	6	0.171	1.059	0	0	-0.006	0
80	9	0.308	1.242	0	0	-0.001	0
80	12	0.435	1.227	0	0	0.004	0
80	15	0.583	1.283	0	0	-0.009	0

同理分析战略预警机在 12 km 空中飞行时的气动特性。战略预警机流场的初始条件设置同战略运输机的流场设置基本一致，只有飞机重心位置不同。战略预警机的重心位置设定为 $x=41.317\text{ m}$ ， $y=0\text{ m}$ ， $z=11.039\text{ m}$ 。

飞机在迎角为 0° 时，经 Fluent 软件的数值模拟可以得出：1) 战略预警机的动压、静压云图见图 6；2) 战略预警机的速度等值面图见图 7。

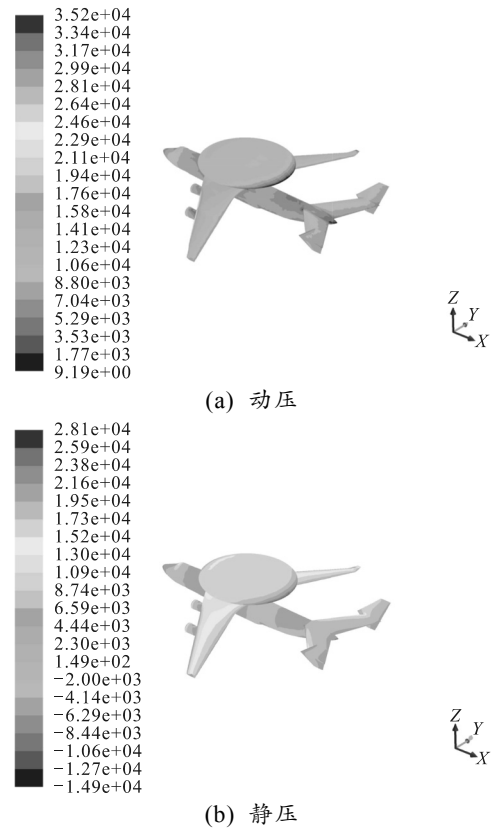


图 6 战略预警机的压力云图

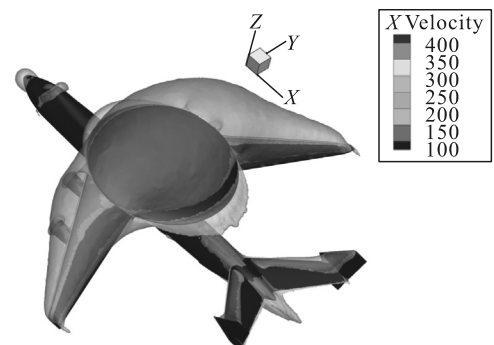


图 7 战略预警机的速度等值面

经 Fluent 软件的数值模拟，战略预警机在迎角为 $-6\sim 15^\circ$ 时，还可得出气动力系数和气动力矩系数如表 3 所示。

表 3 战略预警机的气动力系数及力矩系数

速度/ (m/s)	迎角/ ($^\circ$)	气动力系数		气动力矩系数
		C_D	C_L	C_m
80	-6	0.036	-0.098	-0.023
80	-3	0.007	0.173	-0.019
80	0	0.023	0.505	-0.016
80	3	0.079	0.726	-0.008
80	6	0.178	1.076	0
80	9	0.311	1.250	0.010
80	12	0.460	1.327	0.018
80	15	0.588	1.297	0.014

战略运输机在 12 km 高空，迎角为 3° 的条件下，以 $Ma0.8 = 236.056\text{ m/s}$ 速度平飞时，其所受的气动

阻力 D 和升力 L 如下：

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_D = 0.5 \times 0.311 \ 94 \times 236.056^2 \times 900 \times 0.076 = 594 \ 466.329 \text{ N};$$

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_L = 0.5 \times 0.311 \ 94 \times 236.056^2 \times 900 \times 0.781 = 6 \ 108 \ 923. \ 727 \text{ N}.$$

在对飞机进行初步性能评估时，飞机在稳定平飞条件下，升力、阻力、重力、推力之间的关系如下：

$$\begin{cases} T \cos(\alpha + \varphi_p) = D \\ L + T \sin(\alpha + \varphi_p) = mg \end{cases}$$

所以，战略运输机在 12 km 空中平飞时的需用推力为

$$T = \frac{D}{\cos(\alpha + \varphi_p)} = \frac{594 \ 466.329}{\cos((3+2)\pi/180)} = 596 \ 737.094 \text{ N}.$$

战略运输机在 12 km 空中平飞时，可承载的飞机质量为

$$m = (L + T \sin(\alpha + \varphi_p)) / g = (6108923.727 + 594466.329 \times \sin((3+2)\pi/180)) / 9.8 = 628 \ 666.611 \text{ kg}.$$

由此可知，战略运输机在 12 km 空中以 $Ma0.8$ 的速度平飞时，其总质量能够达到 628 666.611 kg，约 629 t，同时，战略运输机的需用推力约为 596 737.094 N。

同理，战略预警机在 12 km，迎角为 3° 的条件下，以 $Ma \ 0.8=236.056 \text{ m/s}$ 速度平飞时，需用推力为

$$T = \frac{D}{\cos(\alpha + \varphi_p)} = \frac{\rho v^2 S C_D}{2 \cos((3+2)\pi/180)} = 620 \ 292.506 \text{ N}.$$

战略预警机在 12 km 空中平飞时，可承载的飞机质量为

$$m = (L + T \sin(\alpha + \varphi_p)) / g = (\rho v^2 S C_L + 2T \sin(\alpha + \varphi_p)) / 2g = 584 \ 978.539 \text{ kg}.$$

由此可知：战略预警机在 12 km 空中以 $Ma0.8$ 的速度平飞时，其总质量能够达到 584 978.539 kg，约 585 t；同时，战略预警机的需用推力约为 620 292.506 N。

4 结论

笔者基于 CFD 技术，对战略大飞机进行了气动特性数值模拟。在 CFD 数值模拟过程中，战略大飞

机空气流场的湍流模型采用标准的 $k-\varepsilon$ 方程，流体力学控制理论则采用 3 维 $N-S$ 方程。经 CFD 数值模拟，得出如下结论：

1) 基于 CATIA 软件对飞机进行 3 维曲面建模，然后使用 Workbench 软件的 Fluent 模块对 3D 模型进行气动特性分析，该计算流程在飞机概念设计阶段估算飞机性能的可行性强；

2) 战略大飞机为正常式气动布局、H 形尾翼、4 台涡扇发动机的宽体客机。战略大飞机的基本参数：飞机长为 84.8 m，机高 18.3 m，翼展为 88.4 m。在 12 km 高空，战略运输机最大平飞质量约为 629 t，战略预警机最大平飞质量约为 585 t。

3) 在飞机迎角为 3° 时，战略运输机的升力系数为 0.781，阻力系数为 0.076；战略预警机的升力系数为 0.726，阻力系数为 0.079。

该研究能对飞机的总体设计提供参考依据与技术支持。

参考文献：

- [1] 吴文华, 范召林, 陈德华. 基于伴随算子的大飞机气动布局精细优化设计[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(6): 719-724.
- [2] 吴文华, 陶洋, 陈德华. 基于伴随算子的气动布局优化技术及其在大飞机机翼减阻中的应用[J]. 航空动力学报, 2011, 26(7): 1583-1589.
- [3] 贾洪印, 邓有奇, 马明生. 民用大飞机动力影响数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(6): 725-730.
- [4] 熊能, 林俊, 贺中. 大飞机布局模型跨声速风洞实验尾支撑干扰研究[J]. 实验流体力学, 2012, 36(2): 51-55.
- [5] 魏扬, 徐浩军, 薛源. 机翼前缘积冰对大飞机操稳特性的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(6): 1088-1095.
- [6] SURESH C, RAMESH K, PARAMAGURU V. Aerodynamic performance analysis of a non-planar C-wing using CFD[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 40(1): 56-61.
- [7] BAKER A, ERICSON S, ORZECOWSKI J, et al. Aircraft passenger cabin ECS-generated ventilation velocity and mass transport CFD simulation: Velocity field validation[J]. Journal of the IEST, 2006, 49(2): 51-83.
- [8] BOELEN O J. CFD analysis of the flow around the X-31 aircraft at high angle of attack[J]. Aerospace Science and Technology, 2012, 20(1): 38-51.
- [9] OKTAY E, AKAY H U, MERTTOPCUOGLU O. Parallelized structural topology optimization and CFD coupling for design of aircraft wing structures[J]. Computers and Fluids, 2011, 49(1): 141-145.