

CFD 技术发展及其在航空领域中的应用进展

罗 磊, 高振勋, 蒋崇文

(北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100191)

[摘要] 综述了计算流体力学(CFD)技术的近期发展情况,及其在航空领域的应用现状。在 CFD 技术发展方面,从计算格式、网格方法、湍流模拟 3 个方面进行了综述,并对未来 CFD 技术的发展方向进行了展望。在 CFD 技术的应用方面,重点介绍了飞行器外形优化、旋翼/直升机、非定常绕流、多体分离和进气道等重点应用领域的现状。

关键词: 计算流体力学; 空气动力学; 航空; 飞行器

CFD Development and Application in Aviation

LUO Lei, GAO Zhenxun, JIANG Chongwen

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

[ABSTRACT] The recent developments of Computational Fluid Dynamics (CFD) as well as the applications that CFD methods implement in aeronautics are both summarized. The summary of CFD developments is mainly focused on three aspects: schemes, grid methods, and turbulence simulation methods. A perspective on CFD is subsequently presented. The summary of CFD applications in aeronautics is detailed within the aspects as aircraft shape optimization, rotor/helicopter, unsteady flow around crafts, moving-body separation and craft inlet.

Keywords: Computational fluid dynamics (CFD); Aerodynamics; Aeronautics; Aircraft

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2016.20.077

计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)自 20 世纪 60 年代随计算机技术的不断进步而迅速发展,如今已深入到包括航空、航天、船舶、水利、冶金、建筑、化工等工程领域的各个方面,取得了巨大的成就。航空领域是最早应用和发展 CFD 技术的领域,在半个多世纪的时间里,航空工程界形成了一套行之有效的 CFD 技术应用方式,充分合理地利用 CFD 技术优势,有效缩短了技术研发与型号研制的周期。在当今航空领域迅猛发展的形式下,CFD 技术展现出巨大的应用价值和发展潜力。本文旨在综述 CFD 技术近期的发展情况,并展望未来 CFD 技术的发展方向,以及介绍 CFD 技术在航空领域应用的现状。

1 CFD 技术发展

随着 CFD 技术发展的深入,CFD 面临着越来越多的困难。本文从计算格式、网格方法、湍流模拟等方面介绍 CFD 技术的最新发展情况。

在 CFD 领域中,低阶格式由于其鲁棒性和可靠性,被广泛用于工程实际的计算中。尽管低阶格式已在复杂外形的复杂流动数值模拟中取得了巨大成功,但低阶格式具有较大的数值耗散与色散。对于复杂问题,如

含有激波、湍流、非线性作用和多尺度问题,必须采用耗散和色散小的高阶格式。高阶格式比低阶格式达到相同精度的效率更高也是其在工程应用中的一大优势。近几年发展较多的高阶格式有:有限差分高阶格式^[1]、间断 Galerkin 有限元法^[2]、ENO/WENO 有限体积法^[3]、有限谱差分法^[4]、有限谱体积法^[5]、混合 DG/FV 方法^[6]。其中,间断 Galerkin 有限元法和相应的混合方法由于其优越性,成为高阶格式研究的热点。最近提出的通量重构法(Flux Reconstruction, FR)或 CPR 法(Correction Procedure using Reconstruction, CPR)将这些高阶格式统一在同一个框架之下,引起了研究者的广泛关注。

高质量地生成计算网格是 CFD 计算的前提条件,是影响 CFD 计算结构最主要的因素之一。网格最大的问题在于人工工作量大,是 CFD 工作效率的瓶颈问题之一。设法简化网格生成、减少网格生成中的人工工作量、提高网格对复杂外形和运动边界问题的适应性是网格算法设计者的目标。目前在网格方面发展的主要领域包括自动化网格技术^[7]、重叠网格^[8]、笛卡尔网格^[9]与自适应网格加密技术^[10]。在自动化网格生成技术方面,还有许多难题没有得到彻底解决,如在多种网格生成算法、自适应网格加密算法、网格生成的并行算法等

方面还有待进一步提高^[7]。在重叠网格方面,基本网格装配方法必须考虑一些复杂问题,例如针对细薄物体、非封闭外形的挖洞等一些特殊问题;适应多尺度复杂外形的挖洞方法在基本网格装配方法中有待进一步研究;自动网格装配方法相比于基本网格装配方法,具有更好的网格装配效率和更高的自动化程度,更适合用于非定常流动的数值计算。最近发展的笛卡尔网格技术也因笛卡尔网格在 CFD 计算中的优越性,表现出了较大的研究潜力,特别是切割单元法满足了全局和当地的守恒律,研究的重点将落在构造精确的切割界面处的数值通量算法与解决切割单元的突变所带来的数值振荡问题。自适应网格加密技术通过网格加密,即改变节点数目和单元尺寸来达到提高网格求解精度的目的。主要分为两种基本类型:全局网格加密与局部网格加密。相比于全局网格加密,局部网格加密能在不增加太多计算量的前提下提高求解精度,因而被广泛应用于求解复杂外形、化学反应流动、高速流动等复杂问题的求解中。目前,研究主要集中于解决自适应网格中两个关键的问题:确定自适应网格加密的位置和确定网格加密算法。

在湍流模拟方面,大涡模拟(LES)以其在湍流模拟中在兼顾计算量同时精度上的优势受到了业内学者的大量研究,其技术也在逐渐走向成熟。近期 LES 的研究很多是集中在提高 LES 在具体的工程领域,如:模拟超声速燃烧^[11-13]、气动噪声^[14]、考虑热辐射^[15]等领域的应用性能方面。此外,尽管 LES 相比直接数值模拟(DNS)能够可观地减少计算量,然而其计算量对于大规模工程应用而言仍偏大,特别是考虑近壁面流动情况下,因此计算量仍是制约 LES 技术进一步发展应用的难点之一。而为减少 LES 的计算量方面发展出的混合 RANS/LES 方法,近期成为 LES 研究的一个热点^[15]。按照文献[16]中对混合 RANS/LES 方法分类:RANS 与 LES 的结合具体方式主要有分布式 RANS/LES 方法(Distributed RANS-LES Method)与耦合的 RANS/LES 方法(Coupled RANS-LES Method)。分布式 RANS/LES 方法又分两种方法,一种是融合 RANS-LES 方法(Mixed RANS-LES Method),另一种是非融合 RANS-LES 方法(Non-mixed RANS-LES Method)。与融合的 RANS/LES 方法相比,耦合的 RANS/LES 方法在当前更为流行,该方法下又主要分两种具体的方法:即界面法(Interface method)与区域法(Segregated Method/Zonal Method)。前者使用同一个速度方程,并在 RANS-LES 界面上将应力耦合,而后者在 RANS 区域与 LES 区域使用不同的速度方程,并将所有的流动参数在过渡区域耦合。

CFD 技术在应对和解决工程问题的能力上,还存在不足。这些不足都要求未来的 CFD 技术具备更高的计

算效率、精确性和准确性。因而,本文认为 CFD 技术未来的发展方向主要有:(1)发展高阶格式,在保证效率的同时提高计算的精度;(2)发展网格技术,简化网格生成,减少网格生成中的人工工作量,提高网格对复杂外形和运动边界问题的适应性;(3)在湍流模拟中,提出更为精确的计算模型和物理模型;(4)发展高效的大规模并行计算方法,如基于图形处理器(GPU)的并行计算方法等。

2 CFD 技术在航空领域应用的现状

CFD 技术已广泛和深入地应用于航空领域的各个方面,极大推动了航空科学的发展。下面将分别就飞机外形优化、旋翼/直升机、非定常绕流、多体分离和进气道等方面介绍 CFD 技术在航空领域的应用现状。

2.1 行器外形优化

随着 CFD 技术和计算机技术的不断发展,利用 CFD 进行飞机外形优化的设计方法也从简单逐步走向成熟,主要体现在两个方面:(1)相应的 CFD 方法经过长期的研究和发展,数值模拟的精确性和准确性逐步得到改善,不仅 CFD 方法所采用流动控制方程经历了从无粘到有粘、从线性到非线性的发展,适用范围逐渐扩大,而且 CFD 代码在不断地工程实践中日益完善,大量的实验验证了其可靠性;(2)优化设计方法从早期的试凑法、正交试验法,到如今发展出了基于控制论的优化方法以及搜索式算法等优化算法,优化设计过程中人为的干预减少,得到最优结果的可能性提升。

利用 CFD 进行飞机外形优化设计一般按以下步骤进行:(1)对飞机外形进行参数化,以便选取合适的设计变量;(2)确定需要优化的目标;(3)用一定的优化方法得到外形的修改方向,对外形做出相应改进;(4)迭代上一步骤,直至达到设计要求。CFD 在这个过程中为优化方法提供所需的气动学参数。

近年来以减阻为目的的飞机外形优化方法是研究热点之一,出现了不少基于 Euler 方程/N-S 方程的高可信度 CFD 模型数值优化设计研究。全机优化方面,Lyu 和 Martins 分别利用 Euler 方程求解器、RANS 方程求解器(S-A 湍流模型)和离散伴随变量法实现了翼身融合体飞机(图 1)减阻外形优化设计^[17-18];Gagnon 等^[19]利用 Euler 方程求解器结合离散伴随变量法对几种非传统布局:翼身组合体布局、C 形翼(C-tip)翼身融合体(BWB)布局、盒式翼(box-wing)布局和支撑翼(strut-brace)布局进行了减阻优化设计研究,结论指出支撑翼布局(图 1)具有最好的减阻潜力;在翼型减阻优化方面,Poole 等^[20]利用无粘流(Euler)求解器,分别采用一种全局搜索算法(引力搜索)和一种梯度算法对两种翼

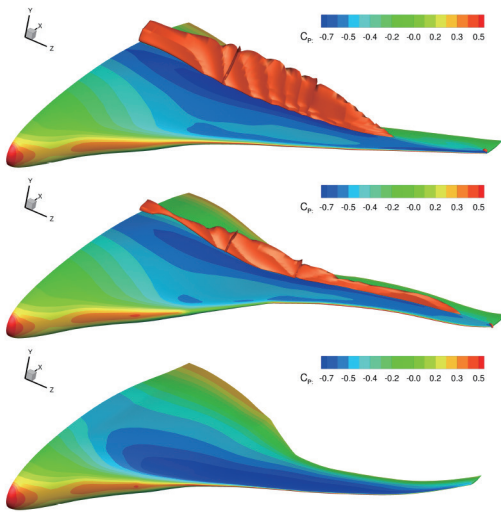


图1 翼身融合体优化中激波消失过程
Fig.1 Shock vanishing during optimization

型进行了减阻优化研究,并且在全局搜索算法优化设计中得到了无激波(shock free)结果; Koziel等^[21]采用响应面模型,提出了一种结合高、低可信度CFD模型(均为Euler方程求解,但网格粗细程度不同)的多目标优化设计方法,在提升计算效率的同时,实现了跨声速翼型的减阻增升设计; Chen等^[22]利用RANS方程求解器(SA湍流模型)和多目标遗传算法,进行了翼型减阻增升的优化设计,提高升力并消除了激波,达到了减阻的目的。

2.2 非定常绕流

当飞机的绕流出现分离时,流动结构变得非常复杂,流动呈现显著的非定常特性。非定常效应可能导致机翼、前机身以及各操纵舵面的气动力出现明显的非对称和不稳定现象,强烈影响飞机的操稳性能。充分了解分离流动的非定常效应和掌握其规律,有利于实现对流动的有力控制和利用。随着计算机运算能力的提高,以及数值方法,特别是N-S方程求解方法的发展,CFD已成为研究飞机非定常绕流问题的有力工具。

近年来,利用非定常N-S方程求解的CFD方法进行绕流非定常模拟的研究,取得了一定进展。Luckring等^[23]综述了F-16XL战斗机气动力的CFD预测研究现状,简要回顾了CAWAP(Cranked Arrow Wing Aerodynamics Project)系列计划在近二十年内取得的研究成果。CAWAP最新的研究利用了非定常RANS(URANS)方法和分离涡模拟(DES)方法,对低速(马赫数0.24)大迎角(20°)飞行条件下的全机绕流进行了模拟,显示了绕流的流动结构,获得了比定常方法更好的气动力预测结果。Clifton等^[24]介绍了F-22战斗机做J形转弯机动时的非定常气动数值模拟研究(图2)。模拟采用了URANS方法,所得到飞机气动力、力矩系数与

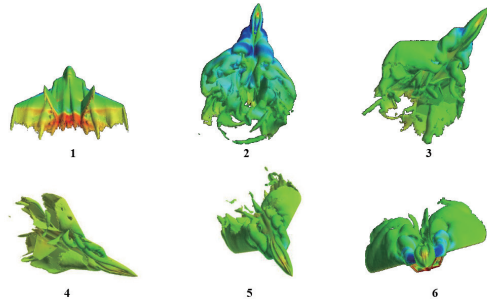


图2 F-22 J形转弯数值模拟 ($Ma=0.6$)
Fig.2 F-22 J-Turn simulation in CFD at Mach 0.6

Lockheed Martin公司提供的飞行试验和风洞试验数据拟合较好。Forsythe等^[25]介绍了F/A-18E战斗机跨声速飞行时的突然机翼失速(AWS)现象的数值模拟研究。模拟采用了DES方法,研究了若干迎角下(7°~12°)飞机绕流的非定常效应,计算所得的非定常气动力与实验数据符合较好。结论指出机翼前缘锯齿处的激波震荡和激波诱导分离流动,是突然机翼失速的原因。

2.3 旋翼/直升机设计

旋翼的流场和气动性能对直升机的性能、飞行品质、噪声、振动特性具有重要的影响。采用CFD方法准确地计算旋翼的流场和性能是直升机空气动力学的一个重要发展方向。近年来,旋翼的数值模拟方法、优化设计和多学科综合研究,取得了一定进展。

在数值模拟方法方面,李春华等^[26]基于升力面理论和卷起桨尖涡模型,建立了一个悬停和前飞状态的倾斜旋翼自由尾迹分析方法; Crozon等^[27]对船体尾迹中的旋翼绕流做了数值模拟研究(图3),采用了URANS方法和DES方法,并在计算中使用了交接面边界条件,其计算结果与试验符合较好;在优化设计方面,Leusink等^[28]采用RANS方法($k-\omega$ 湍流模型)对旋翼叶片外形进行了优化设计,提升了旋翼的气动性能;在多学科综合研究方面,Marpu等^[29]提出了一种耦合CFD和计算结构力学(CSD)的快速预测旋翼受力计算方法,用以研究某型直升机的机动特性;王俊毅等^[30]基于CFD/CSD耦合方法,对新型桨尖旋翼的气动弹性载荷进行了计算,指出后掠桨尖能有效改善旋翼的气动性能。

2.4 多体分离

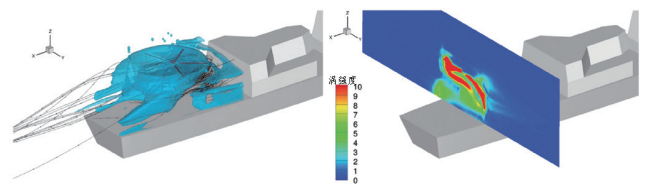


图3 旋翼在近船体时的绕流
Fig.3 Flow around the rotor when close to the ship

航空领域最具代表性的多体分离问题有:头罩分离、内置弹舱开启过程,飞机座舱盖分离、座舱弹射,外挂物投放等。高速条件下的多体分离流场呈现高度非线性和非定常的特征,多体分离仍存在许多函待解决的难题。CFD 技术中的一些网格技术,如重叠网格技术、动网格技术及嵌套网格技术,很适合用来研究多体分离问题。Yang 等^[31]提出一种自适应重叠笛卡尔/非结构网格结合降阶模型的方法,对多外挂投放进行了数值模拟研究; Sickles 等^[32]提出一种基于 CFD 的多体运动系统模拟了外挂连续投放的过程,计算结果与飞行试验数据符合较好; Berglund 等^[33]对比了时间精确(time-accurate) CFD 方法和准定常 CFD 方法对外挂投放问题的模拟结果,验证了准定常方法的有效性; Finley 等^[34]采用重叠网格方法,对副油箱分离进行模拟研究,结果与飞行试验符合较好;陶如意等^[35]采用混合网格生成法,开展了时序抛撒子母弹多体干扰气动特性数值模拟研究;李鹏^[36]采用动网格方法对子母弹抛撒流场进行了模拟。

2.5 进气道

进气道是飞行器推进系统的重要部位,其气动性能对发动机的性能有很大影响。近年来,在进气道设计/优化设计、气动问题机理研究、流动控制方法研究等方面,取得了一定进展。

在超声速进气道方面,钟易成等^[37]根据乘波原理,利用 CFD 方法完成了一种无隔道进气道(DSI)的设计,研究了其气动特性;Loth 等^[38]研究了进气道的激波/边界层干扰现象,得出了出现此现象的马赫数范围;Troia 等^[39]通过数值模拟手段,用被动原件流动控制减弱了激波边界层干扰,实现了进气道无溢流的目标。在亚声速进气道方面,Trapp 等^[40]利用 CFD 方法对 DLR-F6 模型进行数值模拟,研究了飞机近地面时的进口涡(inlet vortice)效应;Hall 等^[41]利用 CFD 方法对涡扇发动机的进气道进行了优化设计,提升了总压恢复系数;Yi 等^[42]利用 CFD 方法,对 S 型进气道的涡流发生器进行了优化设计,使畸变系数降低 80%。

3 结束语

本文综述了计算流体力学(CFD)技术的近期发展情况,及其在航空领域的应用现状。在 CFD 技术发展方面,本文从计算格式、网格方法、湍流模拟 3 方面进行了综述,并认为未来 CFD 应在高价格格式、对复杂外形和运动边界问题适用的网格技术、高效精确的湍流物理模型、大规模并行计算方法等方面着重发展。在 CFD 技术的应用方面,重点介绍了飞行器外形优化、旋翼/直升机、非定常绕流、多体分离和进气道等重点应用领域

的现状,表明如今 CFD 技术已深入到航空工程的各个环节,为航空领域的迅速发展提供了技术支持和保障。而随着航空领域的快速发展,CFD 技术也将迎来更大的机遇和挑战。

参考文献

- [1] JIANG L, MAO M, DENG X, et al. Large eddy simulation on curvilinear meshes using seventh-order dissipative compact scheme[J]. *Computers & Fluids*, 2014(104): 73-84.
- [2] ZHONG X, SHU C W. A simple weighted essentially nonoscillatory limiter for Runge-Kutta discontinuous Galerkin methods[J]. *Journal of Computational Physics*, 2013, 232(1): 397-415.
- [3] LUO H, XIA Y, SPIEGEL S, et al. A reconstructed discontinuous Galerkin method based on a Hierarchical WENO reconstruction for compressible flows on tetrahedral grids[J]. *Journal of Computational Physics*, 2013, 236: 477-492.
- [4] YU M, WANG Z J, LIU Y. On the accuracy and efficiency of discontinuous Galerkin, spectral difference and correction procedure via reconstruction methods[J]. *Journal of Computational Physics*, 2014, 259: 70-95.
- [5] SHAKERI F, DEHGHAN M. A finite volume spectral element method for solving magnetohydrodynamic (MHD) equations[J]. *Applied Numerical Mathematics*, 2011, 61: 1-23.
- [6] LI Y, WANG Z J. Evaluation of optimized CPR schemes for computational aeroacoustics benchmark problems[R]. AIAA-2013-2689, 2013.
- [7] LÖHNER R. Recent advances in parallel advancing front grid generation[J]. *Archives of Computational Methods in Engineering*, 2014, 21(2): 127-140.
- [8] 阎超. 计算流体力学方法及应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- YAN Chao. Methods and applications of computational fluid dynamics[M]. Beijing: Beihang University Publishing House, 2006.
- [9] JOHNSON M W. A novel Cartesian CFD cut cell approach[J]. *Computers & Fluids*, 2013, 79(6): 105-119.
- [10] MOURA R C, SILVA A F C, SILVEIRA A S, et al. Lyapunov exponents and adaptive mesh refinement for high-speed flows [C]//AIAA. The 22nd International Congress of Mechanical Engineering, Ribeirão Preto: AIAA, 2013.
- [11] ZHU J, GUPTA A, NASTASE C, et al. Development of an LES approach for compressible reacting flows[C]//AIAA. Proceeding of the 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Grapevine: AIAA, 2013.
- [12] FULTON J A, EDWARDS J R, HASSAN A. Continued hybrid RANS/LES simulations of a hypersonic dual-model scramjet combustion[C]//AIAA. Proceeding of the 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Grapevine: AIAA, 2013.
- [13] POTTURI A S, EDWARDS J R. Investigation of subgrid scale closure model for finite rate scramjet combustion[C]//AIAA. Proceeding of the 43rd Fluid Dynamics and Conferences. San Diego: AIAA, 2013.
- [14] WANG L, MOCKETT C, KNACKE T, et al. Detached-eddy simulation of a landing gear noise[C]// AIAA&CESA. Proceeding of the

19th AIAA/CEAS Aeronautics Conference. Berlin: AIAA&CESA, 2013.

[15] ZHANG Y F, VICQUELIN R, GICQUEL O, et al. A wall model for LES accounting for radiation effects[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2013, 67(12): 712–723.

[16] GOPALAN H, HEINZ S, STOLLINGER M K. A unified RANS–LES model: Computational development, accuracy and cost[J]. *Journal of Computational Physics*, 2013, 249: 249–274.

[17] LYU Z, MARTINS J. Aerodynamic shape optimization of a blended–wing–body aircraft[C]//AIAA. The 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Grapevine: AIAA, 2013.

[18] LYU Z, MARTINS J. RANS–based aerodynamic shape optimization of a blended–wing–body aircraft[C]//AIAA. The 21st AIAA Computational Fluid Dynamics Conference. San Diego: AIAA, 2013.

[19] GAGNON H, ZINGG D. High–fidelity aerodynamic shape optimization of unconventional aircraft through axial deformation[C]//AIAA. The 52nd Aerospace Sciences Meeting. Maryland: AIAA, 2014.

[20] POOLE D J, ALLEN C B, RENDALL T C S. Comparison of local and global constrained aerodynamic shape optimization[C]//AIAA. The 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference. Atlanta: AIAA, 2014.

[21] KOZIEL S, LEIFSSON L. Multi–objective airfoil design using variable–fidelity CFD simulations and response surface surrogates[C]//AIAA. The 10th AIAA Multidisciplinary Design Optimization Conference. National Harbor: AIAA, 2014.

[22] CHEN X, AGARWAL R K. Shape optimization of airfoils in transonic flow using a multi–objective genetic algorithm[C]//AIAA. The 31st AIAA Applied Aerodynamics Conference. San Diego: AIAA, 2013.

[23] LUCKING J, RIZZI A, DAVIS M B. Toward improved CFD predictions of slender airframe aerodynamics using the F–16XL aircraft (CAWAPI–2)[C]//AIAA. The 52nd Aerospace Sciences Meeting, National Harbor: AIAA, 2014.

[24] CLIFTON J D, RATCLIFF C J, BODKIN D J. Determining the stability and control characteristics of high–performance maneuvering aircraft using high–resolution CFD simulation with and without moving control surfaces[C]//AIAA. The 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Grapevine: AIAA, 2013.

[25] FORSYTHE J R, WOODSON S H. Unsteady computations of abrupt wing stall using detached–eddy simulation[J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(3): 606–616.

[26] 李春华, 徐国华. 悬停和前飞状态倾斜旋翼机的旋翼自由尾迹计算方法[J]. *空气动力学学报*, 2005, 23(2): 152–156.

LI Chunhua, XU Guohua. The rotor free–wake analytical method for tiltrotor aircraft in hover and forward flight[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2015, 23(2): 152–156.

[27] CROZON C, STEIJL R, BARAKOS G N. Numerical study of helicopter rotors in a ship airwake[J]. *Journal of Aircraft*, 2014, 51(6): 1813–1832.

[28] LEUSINK D, ALFANO D, CINNELLA P, et al. Aerodynamic rotor blade optimization at Eurocopter – a new way of industrial rotor blade design[C]//AIAA. The 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Grapevine: AIAA, 2013.

[29] MARPU R P, SANKAR L N, MAKINEN S M. Physics–based modeling of maneuver loads for rotor and hub design[J]. *Journal of Aircraft*,

2014, 51(2): 377–388.

[30] 王俊毅, 招启军, 肖宇. 基于 CFD/CSD 耦合方法的新型桨尖旋翼气动弹性载荷计算[J]. *航空学报*, 2014, 35(9): 2426–2437.

WANG Junyi, ZHAO Qijun, XIAO Yu. Calculations on aeroelastic loads of rotor with advanced blade–tip based on CFD/CSD coupling method[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(9): 2426–2437.

[31] YANG H Q, KANNAN R, A. J. Przekwas. A nonlinear reduced order method with overset adaptive cartesian/unstructured grid for moving body simulation[C]//AIAA. The 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Nashville, Tennessee: AIAA, 2012.

[32] SICKLES W L, POWER G D, CALAHAN J A. Application of a CFD moving–body system to multicomponent store separation[C]//AIAA. The 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Miami: AIAA, 2007.

[33] BERGLIND T, TYSELL L. Time–accurate CFD approach to numerical simulation of store separation trajectory prediction[C]//AIAA. The 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Hawaii: AIAA, 2011.

[34] FINLEY D B, MESSINA T, CHANKAYA K, et al. Comparison of CFD–based simulation of external fuel tank separation with flight test[C]//AIAA. The 52nd Aerospace Sciences Meeting. National Harbor: AIAA, 2014.

[35] 陶如意, 吴艳滨, 王浩等. 时序抛撒子母弹多体干扰气动特性的数值模拟[J]. *弹道学报*, 2011, 23(3): 53–57.

TAO Ruyi, WU Yanbin, WANG Hao, et al. Numerical simulation of multi–body interference aerodynamic performance of cluster munition dispensed by sequential[J]. *Journal of Ballistics*, 2011, 23(3): 53–57.

[36] 李鹏. 非结构网格技术在子母弹分离流场仿真中的应用[D]. 南京: 南京理工大学, 2012.

LI Peng. The dynamic mesh technology and its application in numerical simulation of dispensing and separation of cluster munition[D]. Nanjing: Nanjing University of Science & Technology, 2012.

[37] 钟易成, 余少志, 吴晴. 凸包(Bump)进气道–DSI模型设计及气动特性研究[J]. *航空动力学报*, 2005, 20(5): 740–745.

ZHONG Yicheng, YU Shaozhi, WU Qing. Research of bump inlet(DSI) model design and its aerodynamic properties[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2005, 20(5): 740–745.

[38] LOTH E, TITCHENER N, BABINSKY H. A canonical normal SBLI flow relevant to external compression inlets[C]//AIAA. The 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Grapevine: AIAA, 2013.

[39] TROIA T J, PATEL A A, CROUSE D, et al. Passive device flow control for normal shock/boundary layer interactions in external compression inlets[C]//AIAA. The 41st AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit. Hawaii: AIAA, 2011.

[40] TRAPP L G, GIRARDI R M. Evaluation of engine inlet vortices using CFD[C]//AIAA. The 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Nashville, Tennessee: AIAA, 2012.

[41] HALL Z M, AHUJA V. Optimization of a turbofan inlet duct using a genetic algorithm and CFD[J]. The 27th AIAA Applied Aerodynamics Conference, San Antonio, 2009

[42] YI J, KIM C. Adjoint–based design optimization of vortex generator in an s–shaped subsonic inlet[J]. *AIAA Journal*, 2012, 50(11): 2492–2507.

(责编 海山)