

推力对高速入水流场特性影响

朱 珠, 袁绪龙, 王亚东

(西北工业大学,陕西西安,710072)

摘要 采用商用 CFD 软件 FLUENT 6.3,建立了求解带自然空化的水、气、汽三相流场,用 UDF 来解算并控制导弹运动,实现了考虑自然空化和弹体多自由度运动响应的高速入水非定常流场数值计算。多相流模型采用 Mixture 模型,湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 模型,压力速度耦合方式和离散方法分别为 SIMPLE 和 Standard,动网格更新方式采用 Layering 方式。内嵌的 UDF 可以实时输出弹体受力和运动参数。采用流场-弹道耦合算法数值模拟了回转体外形导弹以 20° 入水角入水时的高速入水流场,分析并获得了推力对入水空泡和自然空泡的产生、变化发展过程以及弹体流体动力的影响规律。

关键词 流场;动网格;高速入水;多自由度运动;推力

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2014.01.003

中图分类号 V21 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2014)01-0010-05

The Influence of the Thrusting Force on the Characters of the High-Speed Flow Field

ZHU Zhu, YUAN Xu-long, WANG Ya-dong

(Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: By using the commercial CFD software Fluent 6.3, the three-phase (water, air, vapour) flow field with natural cavitation was established. The UDF was used to resolve and control the missile's movement. It realized the numerical calculation of unsteady high-speed water-entry flow field, which consider natural cavitation as well as the missile's multiple degree of free movement. The Mixture was adopted as the multi-phase model; and the stand $k-\epsilon$ model was used as the turbulence model; and SIMPLE and Standard were used as pressure-velocity coupling method and discretization method respectively. The Layering was adopted as the dynamic mesh updating method and the UDF can output the parameters real time. In this paper, the missile high-speed water-entry flow field with 20° angle was simulated and analyzed, and the influence of the thrusting force on cavity development and the missile hydrodynamics were gained.

Key words: flow field; dynamic grid; high-speed water-entry; multiple degree of free movement; thrusting force

入水问题是一个很复杂的问题,基于 Von Karman^[1]和 Wagner^[2]理论方法和数值分析,国内外已

在低速入水问题方面取得了很大的进展,然而,对于高速入水问题,由于试验和计算条件的限制,还没有

收稿日期:2013-04-26

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11172241);西北工业大学基础科研基金资助项目(NPU-FFR-1015)

作者简介:朱 珠(1981-),女,安徽宿州人,博士生,主要从事高速入水、弹道仿真等方面研究. E-mail: zzy801@163.com

引用格式:朱珠,袁绪龙,王亚东. 推力对高速入水流场特性影响[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2014,15(1):10-14. ZHU Zhu, YUAN Xulong, WANG Yadong. The influence of the thrusting force on the characters of the high-speed flow field[J]. Journal of air force engineering university: Natural science edition, 2014, 15(1): 10-14.

得到充分地研究^[3-7]。随着现代舰船防御技术的发展,巡航导弹的作战效能面临巨大的压力,迫切需要发展新型突防技术。本文在超空泡理论研究的基础上,研究了一种反复入水末段突防弹道,为了与空中飞行速度匹配,需要发展 0.3 Ma 以上的高速入水及水下超空泡滑行技术,其中高速入水涉及的弹道转平问题是研究的重点。本文使用一种回转体导弹外形来仿真入水过程,并运用 Fluent6.3 进行了分析计算,主要分析了推力对弹道转平及空泡形态的影响。为了计算导弹六自由度高速入水流场,计算模型采用水、气、汽三相流来求解空化流场,用 User Defined Function(UDF)来解算并控制导弹运动,实现了既考虑自然空化又考虑弹体多自由度运动响应的高速入水非定常流场数值计算。

1 计算方法

1.1 流场-弹道耦合算法

通过在商用 CFD 软件 FLUENT6.3 进行流场弹道耦合计算,完成模型入水非定常流场计算并实时输出模型的运动参数,各模块的工作流程见图 1。其中提取流体动力、解算并输出运动参数都由 UDF (User Defined Function)实现。每个时间步分别进行流场和弹道的解算,通过更新网格将二者耦合,计算完毕后转入下一时间步,直至流场求解结束。

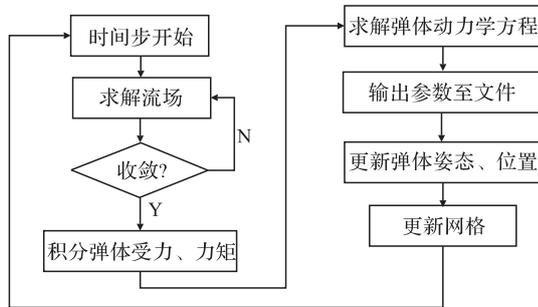


图 1 计算流程

Fig.1 Calculation flow diagram

1.2 计算区域及边界设置

本文使用的模型为 15°斜切椭圆头,长度为 54 m,直径为 5.33 m,其质量参数为 $m=1\ 295.712\ \text{kg}$,转动惯量 $J_{xx}=44.8\ \text{kg}\cdot\text{m}^2$, $J_{yy}=J_{zz}=2\ 941.2\ \text{kg}\cdot\text{m}^2$ 。初始速度为 150 m/s。选取地面系和 Fluent 总体坐标系一致,初始时刻弹体质心位置为坐标系原点,以弹体系 and 地面系的夹角作为姿态角,这样有利于编程和计算设置。

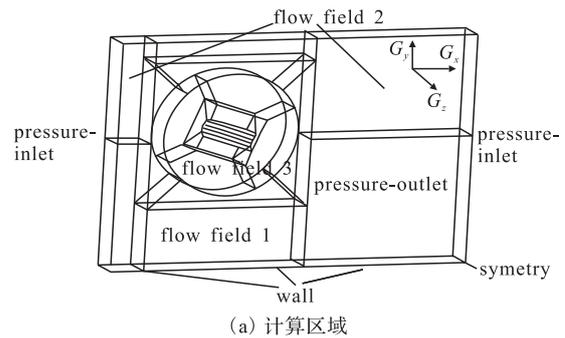
计算区域见图 2(a),远场设置为固壁或压力边界,垂向的压力边界按实际情况指定,即水面以下按照重力梯度设置压力,水面以上设置为大气压,边界

处回流的介质根据实际情况指定。

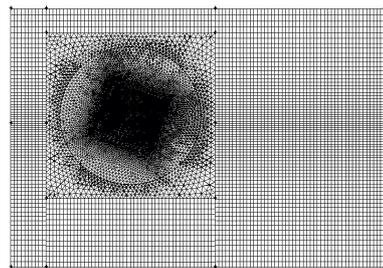
流体区域的设置取决于动网格更新的方式,依照图 2 中的流体区域,流体区域 1 具有 Fluent 坐标系下 y 方向运动的自由度,流体区域 2 具有 x 方向运动的自由度,导弹可在流体区域 3 内自由转动。在设置边界条件时,使用变深压力入口维持自由水面,使用运动边界实现网格的自动生长,通过 PATCH 方法初始化自由面。

1.3 网格划分

流体区域 1 和流体区域 2 的动网格更新方式均为 Layering,因此其网格的生成和消亡位置均采用等间距的六面体网格,既有利于网格的更新又能改善数值解的精度。包裹弹体的流体区域 3 也采用 Layering 方法更新网格,由于六面体网格具有方向性,为了消除导弹转动引起的网格变形,采用四面体网格以适应导弹的转动。依照动网格^[10]设置,流体区域 1,2 边界网格生成和消亡处网格运动方向均采用等间距布置,采用规则六面体生成,在水面处布置较细密的网格,以增加水气界面捕捉的精度,网格划分结果见图 2(b)。



(a) 计算区域



(b) 网格划分

图 2 计算区域及网格划分

Fig.2 Calculated zones and grid dividing

1.4 基本设置

本文以 Mixture 多相流模型和 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型作为基本设置,其速度-压力耦合方式及离散方法的选择分别为 SIMPLE 和 Standard,松弛因子默认。Mixture 模型的主相为液态水,副相分别为自然空化相和空气相,其中空气相考虑压缩性,激活理想气体定律。RNG $k-\epsilon$ 湍流模型的压力边界湍流强度为 0.5%,湍流粘性比为 5%。最大稳定计算步

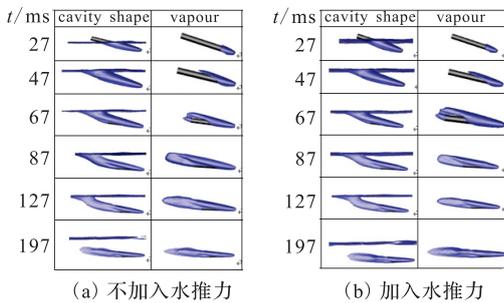
长为 $1E-5$, 流场稳定后可适当增大; 流场初始化各介质分布按实际情况指定, 水面以下压力按重力梯度通过 Custom Field Function 来得到。

2 对高速流场特性的影响

按照上述的基本设置, 在 HP-Z800 工作站上启动并行计算, 得到了 20° 姿态角条件下导弹高速入水非定常流场和运动参数变化的结果, 从而得到了导弹高速入水过程中入水空泡、自然空泡的形成及其变化发展过程。

2.1 对空泡形态的影响

图 3 分别是姿态角为 20° 时, 加推力前后入水空泡和自然空泡形态。可以看出, 入水过程的空泡形态经历了敞口空泡、骑跨空泡和闭合空泡几个阶段。在敞口空泡阶段, 开成轴对称空泡, 斜平头产生转动力矩, 弹尾拍击空泡壁, 然后形成稳定的骑跨空泡, 最后空泡闭合, 形成超空泡。蒸汽组分首先在头部形成, 而且在敞口阶段就已经形成。空泡闭合后, 泡内充满蒸汽。比较对应时刻的入水空泡和自然空泡, 加推力对整个空泡形态没有太大影响, 只会使角度的变化更快一点。



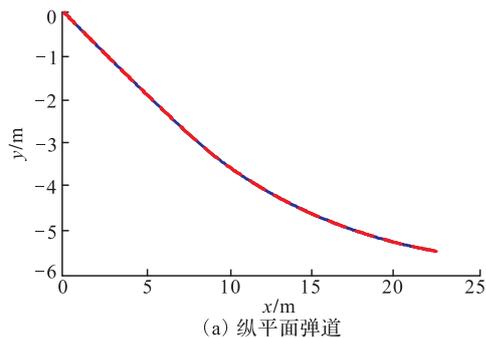
(a) 不加入水推力 (b) 加入水推力

图 3 入水空泡和自然空泡形态(加推力前后)

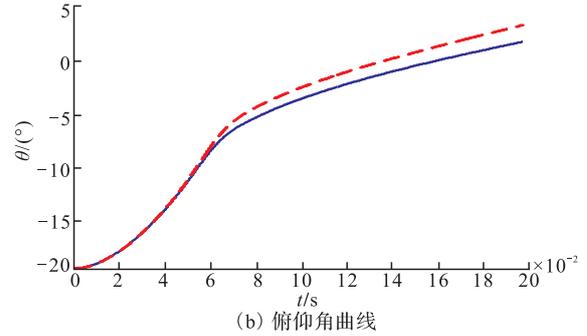
Fig.3 Water-entry cavity and natural cavity shape (without and with thrusting force)

2.2 对运动参数的影响

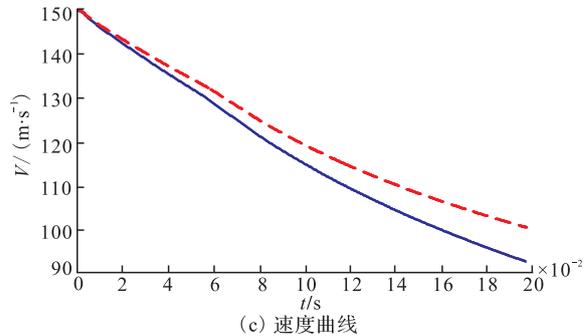
图 4 给出了在 20° 姿态角下, 有推力和无推力情况下的运动参数对比。实线为不加推力的情况, 虚线为加推力的情况。



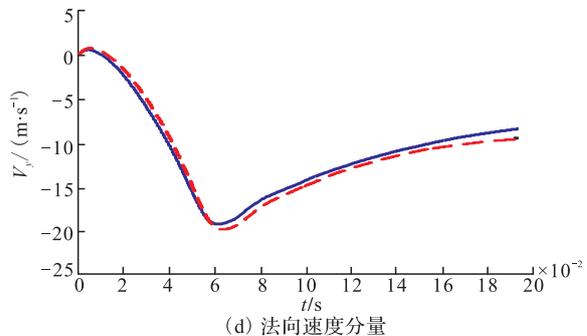
(a) 纵平面弹道



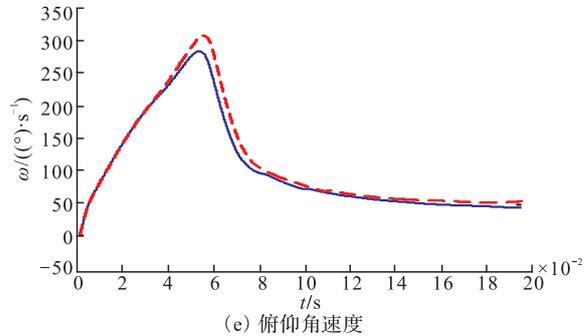
(b) 俯仰角曲线



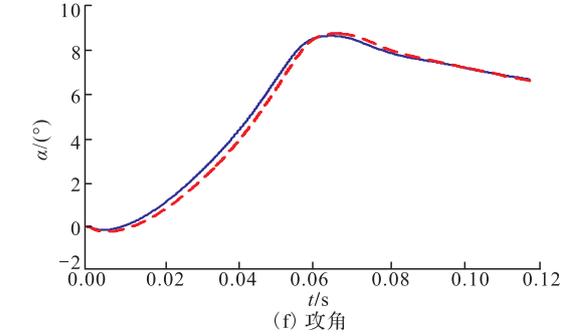
(c) 速度曲线



(d) 法向速度分量



(e) 俯仰角速度



(f) 攻角

图 4 运动参数

Fig.4 Moment parameters

弹体高速斜入水后, 头部法向冲击力(图 4(b)) 形成一个抬头力矩(图 4(d)), 迫使弹体作抬头转动(图 4(e)), 形成正攻角(图 4(f))或负法向速度(图 4

(d)。由于速度较高(150 m/s),入水空泡尺度较大,形成超空泡流型,尾部抨击空泡壁时形成低头力矩,从而形成略向上弯曲的下潜弹道。

从图 4 中可以看出,在加推力前后,入水袋深一致,弹道几乎重合;入水过程减速特性基本一致,加推力时,减速稍快。角速度上升是由头部斜面提供的力矩引起,下降由尾部拍击提供的力矩引起。尾部拍击前转速快,弹体承受的弯矩也大,可以通过减小前端面倾斜角降低,尾拍后转速降低,达到骑跨空泡运动的平衡转速。推力的作用是使纵向速度快速降低,弹体获得更大的角速度,其姿态角更快地减小,从而有利于弹体向着水面方向运动。

2.3 对流体动力的影响

图 5 给出了在 20°姿态角下,加推力前后导弹的受力情况。实线为不加推力,虚线为加推力。

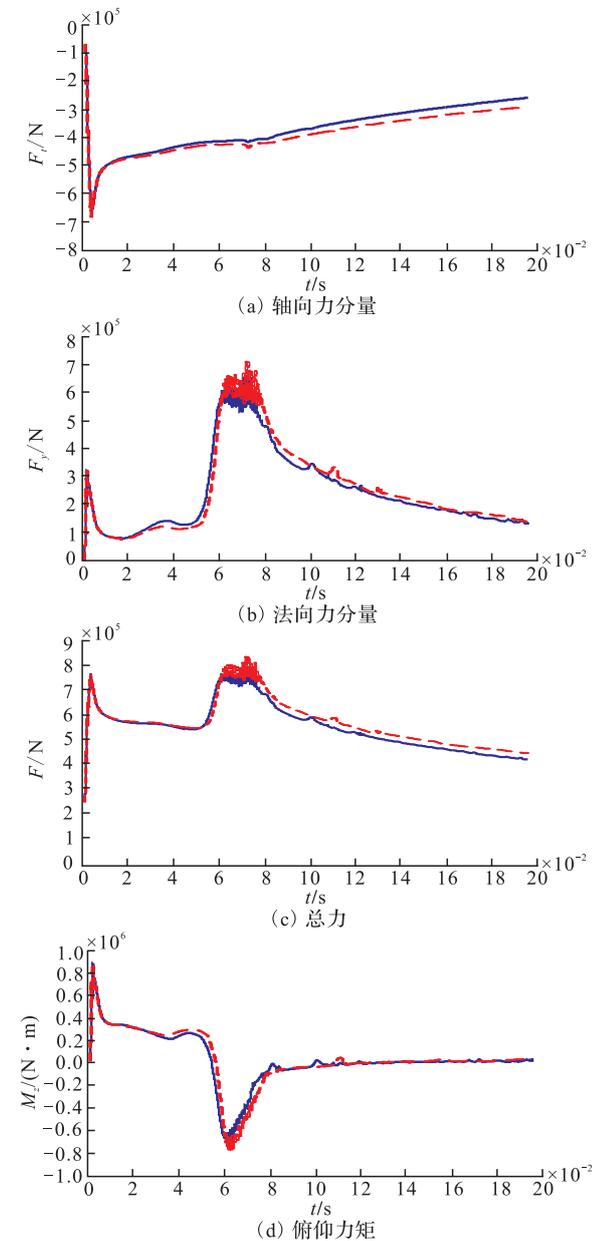


图 5 受力情况

Fig.5 Force and moment

弹体入水过程中轴向力的峰值出现在空化器入水后。弹体斜入水初期,弹头前端面和下表面沾湿,产生法向冲击力,形成抬头矩,迫使弹体抬头转动,产生正攻角。由于入水速度很高,入水后形成自然超空泡,弹体迎水面空化,尾部沾湿面形成低头力矩快速消除了抬头转动角速度,攻角减小,法向力也大幅降低。

斜入水初期,头部下表面触水形成的抬头力矩冲击峰,引起抬头转动角速度后,在头部形成局部负攻角,从而形成低头力矩冲击峰,第 1 个抬头力矩冲击峰值远大于随后的俯仰力矩绝对值,是入水冲击载荷中的重要特征。

从图 5 可以看出,弹体在入水初期受到很大的冲击力和力矩。入水冲击后的抬头力矩由前端面倾角产生,引起弹体快速抬头转动,尾部拍击空泡壁产生低头力矩,逐渐降低转速并趋向平衡转速。加推力前后,受力和力矩的趋势一致,量值上加了推力要更大一些。入水初期,加推力的情况下冲击峰值略大,脉冲宽度几乎相同。

3 结论

本文采用水、气、汽三相流来求解空化流场,用 User Defined Function(UDF)来解算并控制导弹运动,实现了既考虑自然空化又考虑弹体多自由度运动响应的高速入水非定常流场数值计算,通过弹道一流场耦合计算的方法研究了推力对高速入水过程空泡形态、流体动力和弹道参数的影响,结论如下:

- 1) 高速入水过程经历入水冲击、敞口空泡、尾部拍击和空泡骑跨运动阶段;
- 2) 比较对应时刻的入水空泡和自然空泡,加不加推力对整个空泡形态没有太大影响,只是加推力会使角度变化更快一点;
- 3) 推力使纵向速度快速降低,弹体获得更大的角速度,其姿态角更快地减小,从而有利于弹体向着水面方向运动;
- 4) 在加推力与不加推力的情况下,弹体的受力趋势一致。

参考文献(References):

[1] Von Karman T. The impact of seaplane floats during landing[R]. Washington D C: National advisory committee for aero-nautics, NACA technical notes 321, 1929.

[2] Wagner V H. Phenomena associated with impacts and sliding on liquid surfaces [J]. Z angew math mech,

- 1932, 12(4):193-215.
- [3] 王永虎,石秀华. 入水冲击问题研究的现状与进展[J].爆炸与冲击,2008,28(3):276-282.
WANG Yonghu, SHI Xiuhua. Review on research and development of water-entry impact problem [J]. Explosion and shock waves, 2008,28(3):276-282.(in Chinese)
- [4] Xiying Zhu, Faltinsen Odd M, Changhong Hu. Water entry and exit of a horizontal circular cylinder[J]. Journal of offshore mechanics and arctic engineering, 2007, 129(4):253-264.
- [5] Yettou E M, Destochers A, Champoux Y. Experimental study on the water impact of a symmetrical wedge [J]. Fluid dynamics research, 2006, 38(1): 47-66.
- [6] Lee I M, Longoria R G, Wilson D E. Cavity dynamics in high-speed water entry[J]. Phys fluids, 1997, 9(3): 540-550.
- [7] Shi Honghui, Itoh Motoyuki, Takami Takuya. Optical observation of the supercavitation induced by high-speed water entry[J]. Journal of fluids engineering, 2000, 122, (4):806-810.
- [8] Mahnken Thomas G. The cruise missile challenge [M]. Washington D C: Center for strategic and budgetary assessments, 2005.
- [9] Xulong Y, Yuwen Z, Yucai W, et al. On asymmetry of ventilated supercavity of underwater vehicle [J]. Acta mechanica sinica, 2004, 36(2): 146-150.
- [10] 史忠军, 徐敏, 陈士槽. 动网格生成技术[J]. 空军工程大学学报, 2003, 4(1):61-64.
SHI Zhongjun, XU Min, CHEN Shilu. Analysis of moving mesh generation technology [J]. Journal of air force engineering university, 2003, 4(1): 61-64. (in Chinese)

(编辑:徐敏)

热烈祝贺我校李应红教授当选中国科学院院士

2013年12月19日,我校李应红教授当选中国科学院技术科学部院士。

李应红,男,1963年1月出生,重庆奉节人,专业技术二级,专业技术少将军衔,航空推进技术专家,空军工程大学航空等离子体动力学国家级重点实验室和飞机推进系统军队重点实验室主任。

李应红院士是空军级专家,博士生导师,中央联系掌握的高级专家。担任总装备部航空动力专业组成员、某专项计划专家委员会委员兼涡扇/涡喷发动机专家组副组长,国防科技工业局航空动力项目专家咨询委员会委员、某航空动力研究计划专家委员会委员,《航空动力学报》、《推进技术》等期刊编委。曾当选党的十六大代表、全军英模代表大会代表。领导的实验室被空军党委记集体二等功。被评为全军“爱军精武标兵”,先后获中国科协“求是”青年奖、光华工程科技青年奖、军队杰出专业技术人才奖,入选首批新世纪百千万人才工程国家级人选、教育部新世纪优秀人才计划。荣立一等功、二等功、三等功各1次。

李应红院士长期从事航空发动机运用工程及其与等离子体技术交叉领域的研究,任两项“973”项目首席专家和多个重大项目负责人,创建国家级和军队重点实验室各1个。在战机发动机高原适应性与监控诊断研究方面,提出航空发动机高原启动建模与控制方法,主持解决两型引进发动机高原使用的关键问题,提出的覆盖机器学习理论被国际书刊评价为一种新的数据挖掘学习模式;在激光冲击强化与延寿研究方面,主持的研究工作使我国成为继美国之后第二个实现激光冲击强化工程应用的国家,并提出激光冲击表面纳米化与残余应力复合强化机制,突破美国规范限制;在等离子体流动控制与气动稳定性研究方面,提出等离子体冲击流动控制理论与压气机近失速流动测控方法,主持完成多型发动机气动稳定性试验,获得的压气机等离子体流动控制发明专利,比美国类似专利早两年。获国家科技进步一、三等奖各1项,军队科技进步一等奖3项,授权发明专利37项,出版著作3部,应邀参编国外著作4部各1章,发表论文被SCI/EI收录41/156篇。主持建成航空宇航推进理论与工程国家重点学科,获国家级教学成果二等奖1项,培养了以全国优秀博士学位获得者为代表的一批优秀学生。

(航空航天工程学院政治工作办公室 供稿)