

外挂组合体对无人直升机气动特性影响分析

龙海斌[†] 吴裕平

中国直升机设计研究所, 景德镇 333001; [†] E-mail: lhb20012@126.com

摘要 为研究某型无人直升机机身两侧的外挂组合体对其气动特性的影响, 采用求解 Navier-Stokes 方程的方法, 对直升机机身的气动特性进行数值计算, 并与风洞试验结果进行对比, 验证 CFD (computational fluid dynamics) 计算方法的准确性和可靠性。计算加装外挂组合体前后的无人直升机气动特性, 包括不同侧滑角和不同挂载状态, 并进行对比分析。结果表明, 外挂组合体对无人直升机的阻力影响较大, 对升力和俯仰力矩等影响较小。加装外挂组合体后, 无人直升机气动特性受侧滑角变化的影响更大, 外挂组合体中的导弹数量变化对无人直升机的阻力影响较大。研究结果可为加装外挂组合体的气动布局和减阻设计提供参考。

关键词 外挂; 组合体; 无人直升机; 气动特性; CFD

Analysis of Influence of Combined External Store on Aerodynamic Characteristics of Unmanned Helicopter

LONG Haibin[†], WU Yuping

China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001; [†] E-mail: lhb20012@126.com

Abstract In order to analysis the aerodynamic characteristics of unmanned helicopter combined external stores on the both sides of unmanned helicopter fuselage. The aerodynamic characteristics of the helicopter fuselage are calculated by the method which can solve the Navier-Stokes equation, and the results are compared with the results of wind tunnel test to verify the accuracy and reliability of the CFD (computational fluid dynamics) method. The aerodynamic characteristics of unmanned helicopter installing combined external store are calculated in different yaw angles and different loading conditions. The results show that the combined external stores has a large impact on the helicopter drag, and a less impact on the lift and pitch moment and so on. The aerodynamic characteristic of unmanned helicopter is affected larger by the yaw angle after the installation of weapon. The change of missiles number has a relatively large impact on the helicopter drag. The results can provide an reference for aerodynamic layout of combined external stores and the drag reduction design.

Key words external store; combination; unmanned helicopter; aerodynamic characteristics; computational fluid dynamics (CFD)

近年来, 很多机构通过在无人直升机上加装外挂武器来发展武装无人直升机。美国推出“火力侦察兵”和 A160T“蜂鸟”等武装无人直升机, 其中“火力侦察兵”的导弹和火箭弹等武器通过悬臂梁外挂的方式加装在机身两侧。挂梁、挂架、导发架和导弹组成的外挂组合体对无人直升机的气动特性有一定程度的影响。

国内外已经开展一些外挂组合体对飞机及直升

机气动特性影响的研究, 包括风洞试验、工程算法和数值计算等。刘运孝^[1]采用风洞试验方法, 研究外挂物对歼 X 飞机气动特性的影响, 并采用增量分析法分析试验数据。赵维义^[2]通过风洞试验, 研究在不同迎角和风速等条件下, 外挂救生绞车对直升机气动特性的影响。夏良^[3]定性地分析了外挂武器对直升机气动特性的影响。任庆祝等^[4]采用多天平测量技术, 分别测量螺旋桨和全机的气动力, 分析

螺旋桨滑流对全机气动特性的影响。Adrezin 等^[5]采用动力相似法和缩比模型,研究直升机外挂物投放过程的气动特性。李家旭等^[6]采用两种气动力模型,分别计算机翼/外挂物的颤振特性,并提出一种气动修正方法。聂光成等^[7]采用理论和实验相结合的方法,定性地评估外挂武器对载机气动系数和飞行性能的影响。童中翔等^[8]在分析现役某型战机外挂 ZC-1 航空侦察吊舱对飞机气动特性影响的基础上,得出一种可应用于计算外挂对飞机气动特性影响的工程算法。Kozlovsky 等^[9]研究了 Mi-26 直升机吊运平行六面体外挂物时的减阻方法。

数值计算方法在航空^[10]和列车^[11-12]等领域得到较广泛的应用。也有研究人员采用 CFD (computational fluid dynamics) 方法对外挂组合体与直升机之间的气动干扰进行研究。吴刚^[13]采用基于动量源的 CFD 方法,研究吊挂物对重型直升机气动特性的影响。Sviridenko 等^[14]针对直升机受平行六面体外挂物的影响进行研究。关于加装外挂组合体对气动特性影响的定量研究集中在固定翼飞机领域,对直升机气动特性受外挂组合体影响的研究较少。本文采用求解 Navier-Stokes (N-S) 方程的 CFD 方法,计算某型无人直升机的气动特性,并与风洞试验数据进行对比分析,验证 CFD 计算方法的准确性和工程实用性。然后采用 CFD 方法计算并分析外挂组合体对某型无人直升机气动特性的影响。

1 数值计算概述

1.1 计算模型

某型无人直升机的外挂组合体布局方式如图 1 所示。悬挂导弹的管梁加装在机身左右两侧,挂架连接在管梁的端部,两枚导弹通过两个导发架安装

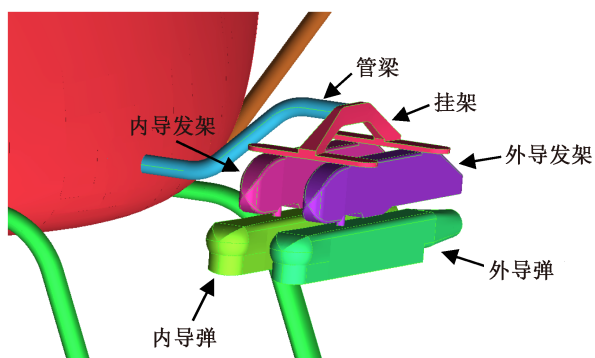


图 1 外挂组合体示意图
Fig. 1 Combined external store

在挂架上。

1.2 网格划分

进行气动特性计算前,需对流体域进行网格划分,其实质就是用有限个离散的点代替连续空间。目前,网格划分在 CFD 模拟过程中占 60%左右的工作时间,而且网格的品质直接决定数值模拟结果的精度。

首先对计算模型进行几何修理,将对气动特性影响较小的部分去掉,以减少网格数量,从而提高计算速度。采用八叉树(Octree)方法对整个流体域进行四面体非结构化网格划分,该方法的基本思想是先用一个比较粗的立方体包含整个计算域,然后按照网格的尺度要求,将一个立方体不断地细分为八个子立方体。最后将各立方体划分为四面体。八叉树方法的优点是网格划分速度快,同时也可根据需要捕捉物体表面的线和点等局部特征,网格划分如图 2 所示。

加装外挂组合体前,计算模型中四面体网格数量为 543 万,加装外挂组合体后,四面体网格数量为 812 万。将四面体网格导入流体求解器中,再将其转化为多面体网格,转化后的网格数量只有原来的 20%左右,进一步提高了 CFD 的计算速度。

1.3 计算方法

空气流动的控制方程为 Navier-Stokes 方程,其积分守恒形式如下:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} W d\Omega + \oint_{\partial\Omega} (F_c - F_v) dS = 0, \quad (1)$$

其中, W 为守恒变量, F_c 和 F_v 分别为对流量和黏性通量。

式(1)的求解方法为有限体积法,采用 Roe-FDS 格式求解对流项,并通过解的线性重构,获得二阶

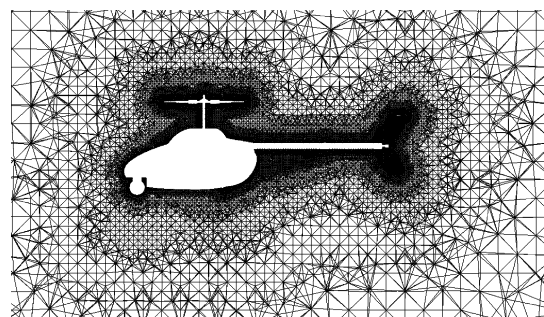


图 2 网格划分示意图
Fig. 2 Unstructured grids

精度,采用二阶中心型格式离散黏性项。时间离散采用隐式时间推进技术。

在雷诺时均(Reynolds-averaged Navier-Stokes equations, RANS)方法中,由于对 Navier-Stokes 方程进行时间平均而引入新的未知量,因此方程组不再封闭。为了求解方程组,需要假设并创建相应的模型,建立湍流模式。本文计算时采用S-A(Spalart-Allmaras)湍流模式。S-A模式能很好地处理低雷诺数流动中黏性影响的边界层区域,主要用于求解空气动力学和流体机械等问题(如飞行器绕流和边界层分离等)。该模式需要增加一个方程使得方程组封闭,增加的输运方程如下:

$$\frac{\partial}{\partial t}(p\tilde{v}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(p\tilde{v}v_i) = G_v + \frac{1}{\sigma_v} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho\tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2}\rho \left(\frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right) \right] - Y_v + S_v, \quad (2)$$

其中, v 为平均速度, b 为湍流黏性系数, G_v 为湍流黏性产生项, Y_v 为湍流黏性耗散项, S_v 为自定义源项, σ_v 和 C_{b2} 为常数, μ 为分子黏性。

流体域远场设置为压力远场条件,设置来流速度为 60 m/s,与风洞试验来流速度一致。计算模型包括机身、主桨毂、稳瞄、尾梁、垂尾和平尾等部件,与风洞试验模型相同,以便对结果进行对比分析。在风洞试验和计算过程中,主桨毂和尾桨毂都

处于静止状态。计算过程中只考虑静止的主桨毂部分,这是因为在大速度前飞状态下,外挂组合体基本上不受旋翼下洗流场的影响。

1.4 计算方法验证

为了验证CFD计算方法的准确性,计算了某型无人直升机算例样机的气动特性,包括阻力系数(C_x)、升力系数(C_z)、俯仰力矩系数(M_y)、侧向力系数(C_y)、滚转力矩系数(M_x)和偏航力矩系数(M_z),并与风洞试验结果进行对比分析。某型无人直升机的风洞试验在某回流式风洞中完成,试验段的截面尺寸为 2 m×3 m,截面形状为扁八角形。风洞试验过程中,采用塔式六分量机械-应变式天平测量力和力矩。该型天平量程范围适当,在测量中受外界环境的干扰较小。CFD计算中采用八叉树方法进行网格划分,其中机身表面网格尺寸和空间体网格尺寸在全文所有网格划分中保持一致,CFD求解过程中的湍流模式选取、来流速度和边界条件等设置也全文保持一致。CFD计算值和风洞试验结果的对比如图3所示,可以看出,CFD计算结果与风洞试验结果的变化趋势一致,大部分状态下误差较小,说明CFD计算方法具有一定的准确性和工程实用性。

2 气动特性对比分析

某型无人直升机加装外挂组合体前后气动特性的CFD计算结果如图4所示。

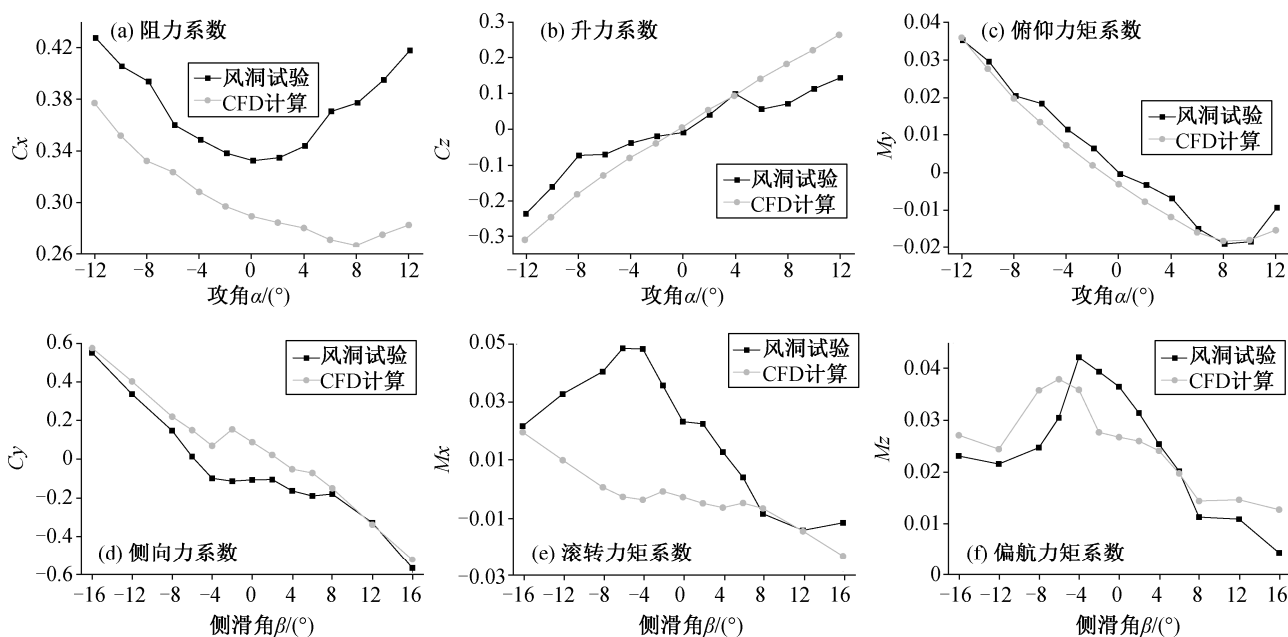


图3 CFD计算的气动特性与风洞试验结果对比

Fig. 3 Comparison of aerodynamic characteristics between CFD calculation and wind tunnel test results

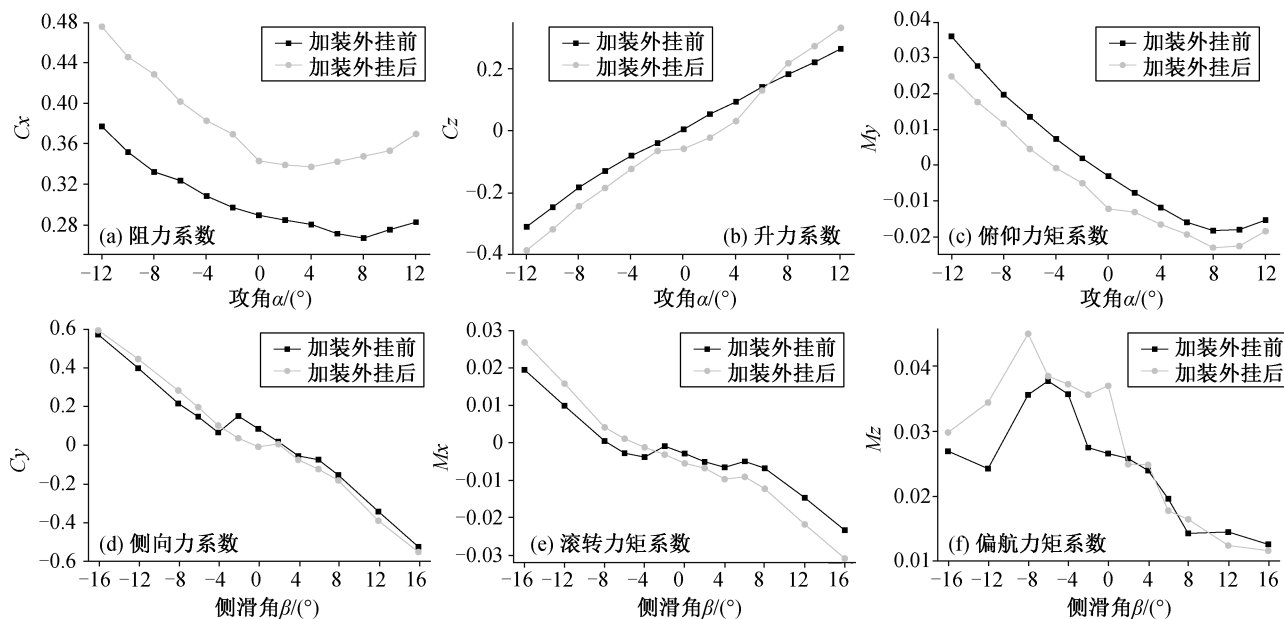


图 4 加装外挂前后的气动特性对比

Fig. 4 Comparison of aerodynamic characteristics before and after installing combined external store

由图 4(a)可以看出, 由于外挂组合体使直升机的迎风面积增大, 因此在 0° 攻角时, 加装外挂组合体后直升机的阻力也有所增大(18.6%)。加装外挂组合体前后机身的阻力随攻角的变化趋势一致。从图 4(b)可以看出, 在大部分攻角范围内, 加装外挂组合体后机身的升力变小, 并且在 0° 攻角附近, 升力呈降幅增长趋势, 说明外挂组合体产生的升力较小。从图 4(c)可以看出, 加装外挂组合体后机身的俯仰力矩变小, 说明外挂组合体是纵向静不稳定的, 但两者的俯仰力矩线斜率基本上一致。从图 4(d)可以看出, 加装外挂组合体前后, 机身的侧向力相差很小, 但两者的变化趋势基本上一致。从图 4(e)可以发现, 加装外挂组合体前后, 滚转力矩相差很小。从图 4(f)可以看出, 加装外挂组合体前后, 偏航力矩都随侧滑角的增大而减小, 说明两者都是航向稳定的。在 $-4^\circ \sim 4^\circ$ 范围内, 直升机偏航力矩线斜率为 -0.0725 rad^{-1} , 加装外挂组合体后的偏航力矩线斜率为 -0.102 rad^{-1} 。

如图 5 所示, 加装外挂组合体前后机身附近的流线基本上一致。这是由于外挂组合体采用管梁的方式加装, 并且距离机身表面较远, 因此加装外挂组合体对机身气动特性的影响较小。

3 侧滑角变化对气动特性影响

直升机在前飞时经常受到侧风的影响, 不同侧

滑角时的气动特性如图 6 所示。加装外挂前($\beta=6^\circ$)和加装外挂后($\beta=6^\circ$)表示某型机加装外挂组合体前后在侧滑角为 6° 时的气动特性计算结果。由于无人直升机两侧的外挂组合体气动外形相同, 左右对称地安装在机身左右两侧, 因此本研究只分析侧滑角为 $0^\circ \sim 6^\circ$ 时的气动特性。

由图 6(a)可以看出, 当侧滑角变化时, 加装外挂前的阻力呈震荡增长的趋势, 其中侧滑角为 2° 时阻力最小。加装外挂组合体后, 阻力随侧滑角增大而不断增大。在 0° 攻角时, 加装外挂前侧滑角为 6° 时的阻力比 0° 时增大 2.47%, 而加装外挂组合体后在侧滑角为 6° 时的阻力比 0° 时增大 9.64%, 说明加装外挂组合体后, 侧滑角的变化会引起更大的阻力增长。从图 6(b)可以看出, 在 $-4^\circ \sim 4^\circ$ 攻角, 加装外挂前侧滑角时为 0° 的升力线斜率为 1.16 rad^{-1} , 6° 时的升力线斜率为 0.56 rad^{-1} ; 加装外挂组合体后, 侧滑角为 0° 时的升力线斜率为 1.01 rad^{-1} , 6° 时的升力线斜率为 0.85 rad^{-1} , 说明在小攻角范围内, 升力线斜率受侧滑角的影响较大, 也说明加装组合体使直升机在小攻角范围内的升力降低。分析图 6(c)中俯仰力矩系数的变化趋势可以发现, 加装外挂组合体前后俯仰力矩受侧滑角的影响较小, 俯仰力矩线的斜率基本上一致。从图 6(d)可以看出, 加装外挂组合体前后侧向力系数随侧滑角的变化趋势基本上一致, 但加装外挂组合体后的变化幅度比加装前大。

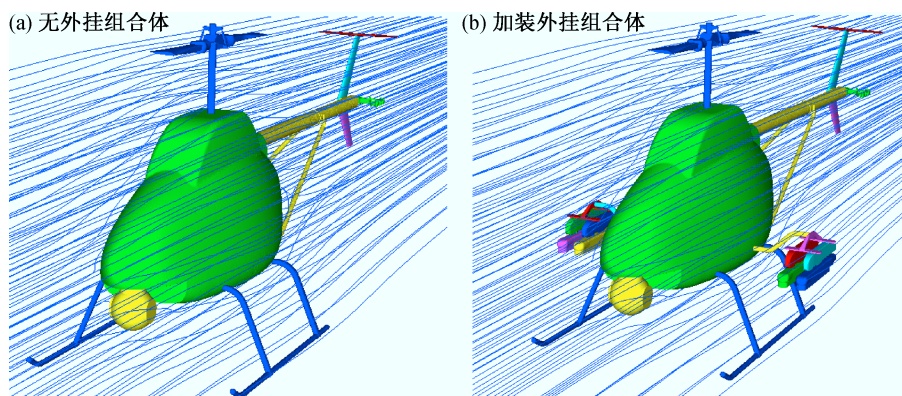


图 5 加装外挂前后的流线图
Fig. 5 Streamline before and after installing combined external store

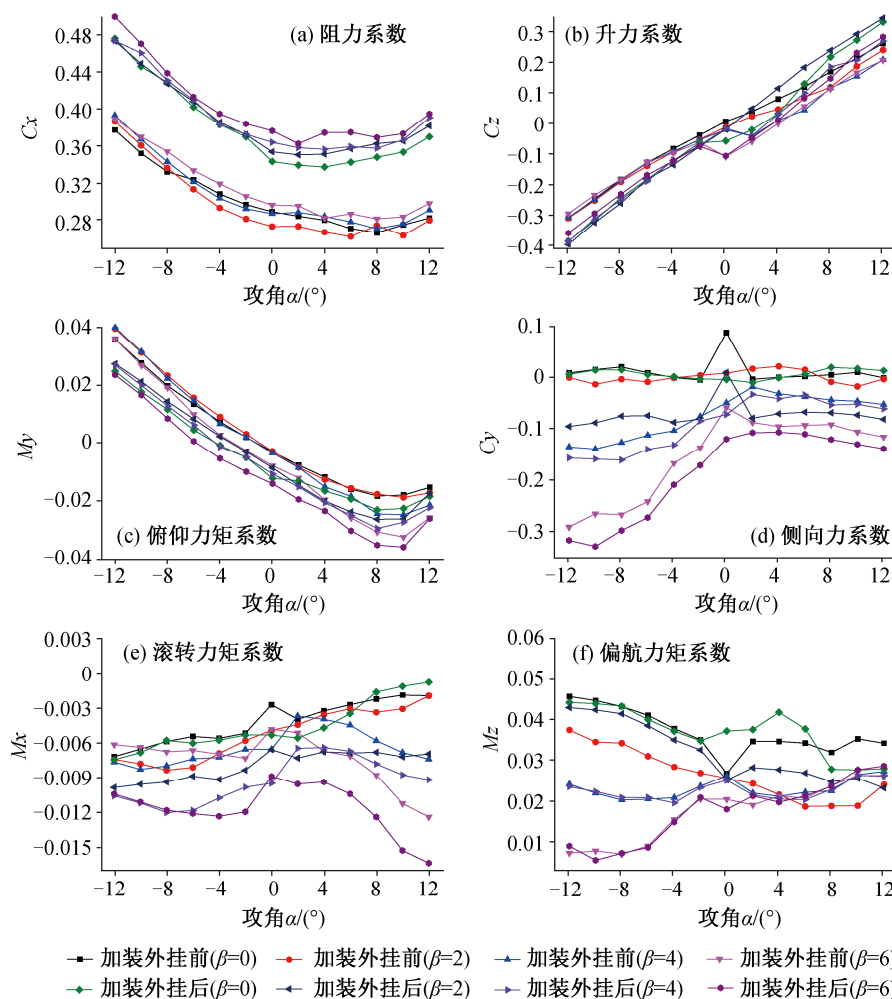


图 6 侧滑角变化时的气动特性对比
Fig. 6 Comparison of aerodynamic characteristics at different yaw angle

这是由于外挂组合体主要安装在机身左右两侧，受左右侧向来流的影响较大。由图 6(d)中的滚转力矩系数变化趋势可以看出，侧滑角变化时，加装外挂

组合体后的滚转力矩变化较大，并且随着攻角增大，两者的滚转力矩随侧滑角增大而不断减小。从图 6(e)可以看出，随着侧滑角增大，两者的偏航力矩

不断减小。攻角变化时, 两者的偏航力矩系数相差较小。

侧滑角变化时, 机身表面压力的变化如图 7 所示。可以看出, 在 $0^\circ \sim 6^\circ$ 侧滑角范围内, 机身表面压力变化较小。

4 挂弹数量变化对气动特性影响

武装型无人直升机在部分或全部导弹发射之后, 还要继续飞行, 因此需要研究不同挂载状态的气动特性。加装外挂组合体之后的直升机在不同挂载状态时的气动特性如图 8 所示, 图中挂四弹表示加装外挂组合体之后机身两侧各挂载两枚导弹, 无挂载表示 4 枚导弹发射完的状态。由图 8(a)可以看出, 随着挂弹数量增加, 加装外挂组合体之后的阻力不断增大。在 -4° 攻角时, 挂四弹状态的阻力增大 24.18%, 而无挂载状态的阻力增大 18.30%。从图 8(b)可以看出, 升力基本上不受挂弹数量影响, 但在小攻角范围内, 增加挂弹数量使升力有所降低。从图 8(c)可以看出, 挂弹数量变化对全机俯仰力矩的影响很小, 各挂载状态下俯仰力矩线的斜率

基本上相等。从图 8(d)和(e)可以看出, 导弹挂载状态变化对侧向力和滚转力矩的影响较小, 各挂载状态的侧向力和滚转力矩随侧滑角的变化趋势基本上一致, 但在小侧滑角范围内, 侧向力系数随挂弹数量有一定程度的变化。从图 8(f)可以看出, 各挂载状态的偏航力矩系数的变化趋势基本上一致, 当挂弹数量变化时, 能够保持航向稳定。

不同挂载状态的机身表面流线如图 9 所示, 可以看出, 挂载状态的变化对机身周围的流线影响较小。挂架和导发架周围的流线有一定程度的变化, 但由于距离机身较远, 因此对全机的气动特性影响相对较小。

5 结论

本文通过对某型无人直升机的气动特性进行 CFD 计算与分析, 包括加装外挂组合体前后不同侧滑角和不同挂载状态, 得出如下结论。

1) 加装外挂组合体使无人直升机的气动阻力增大约 18%, 同时使无人直升机的升力有所降低, 但对俯仰力矩和偏航力矩等的影响较小。

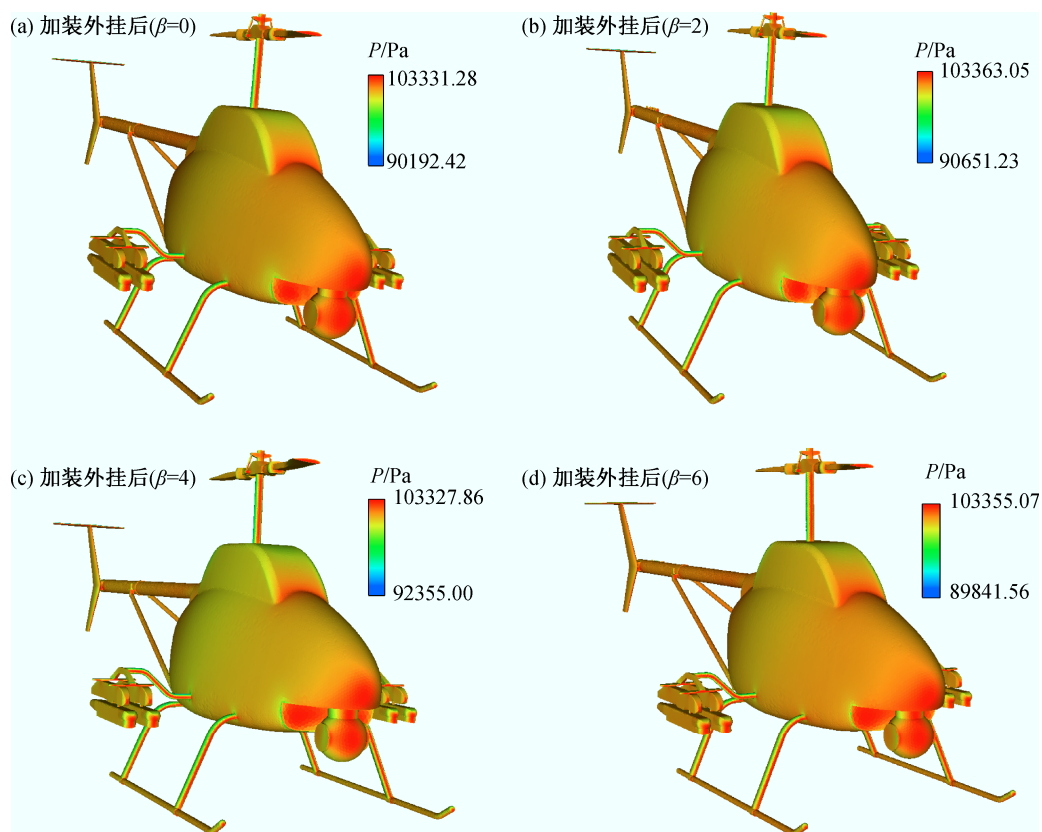


图 7 侧滑角变化时机身的压力分布
Fig. 7 Pressure distribution at different yaw angle

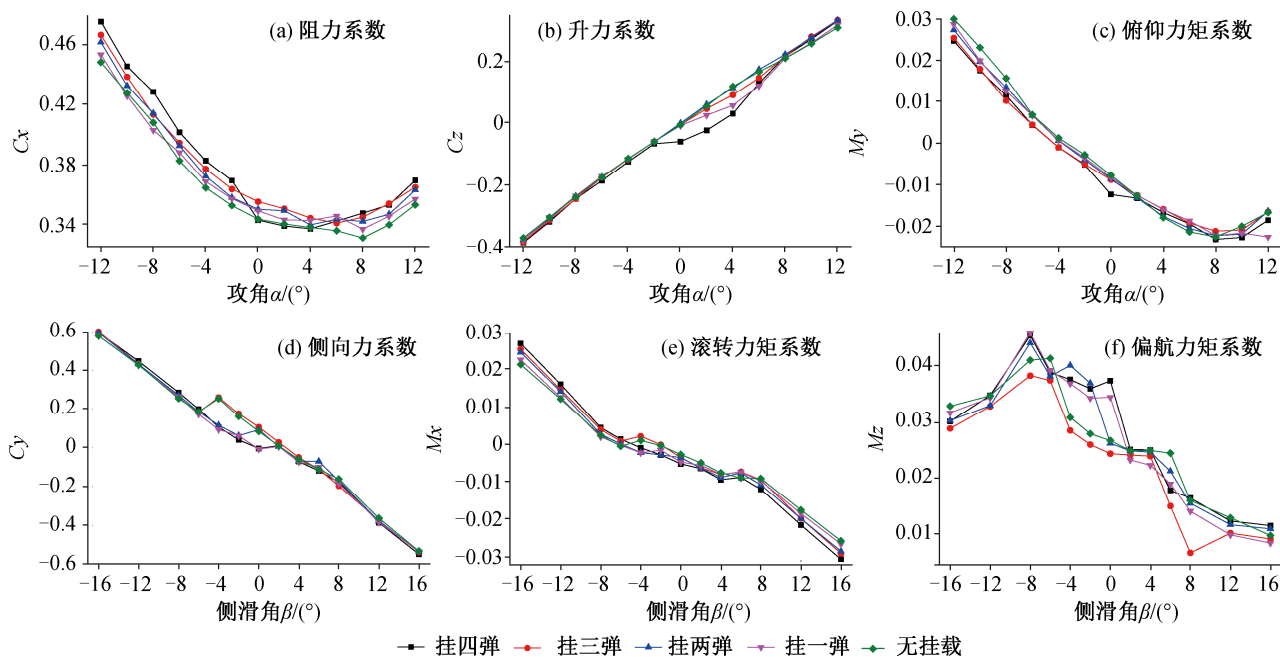


图 8 不同挂载状态时的气动特性对比

Fig. 8 Comparison of aerodynamic characteristics in different loading conditions

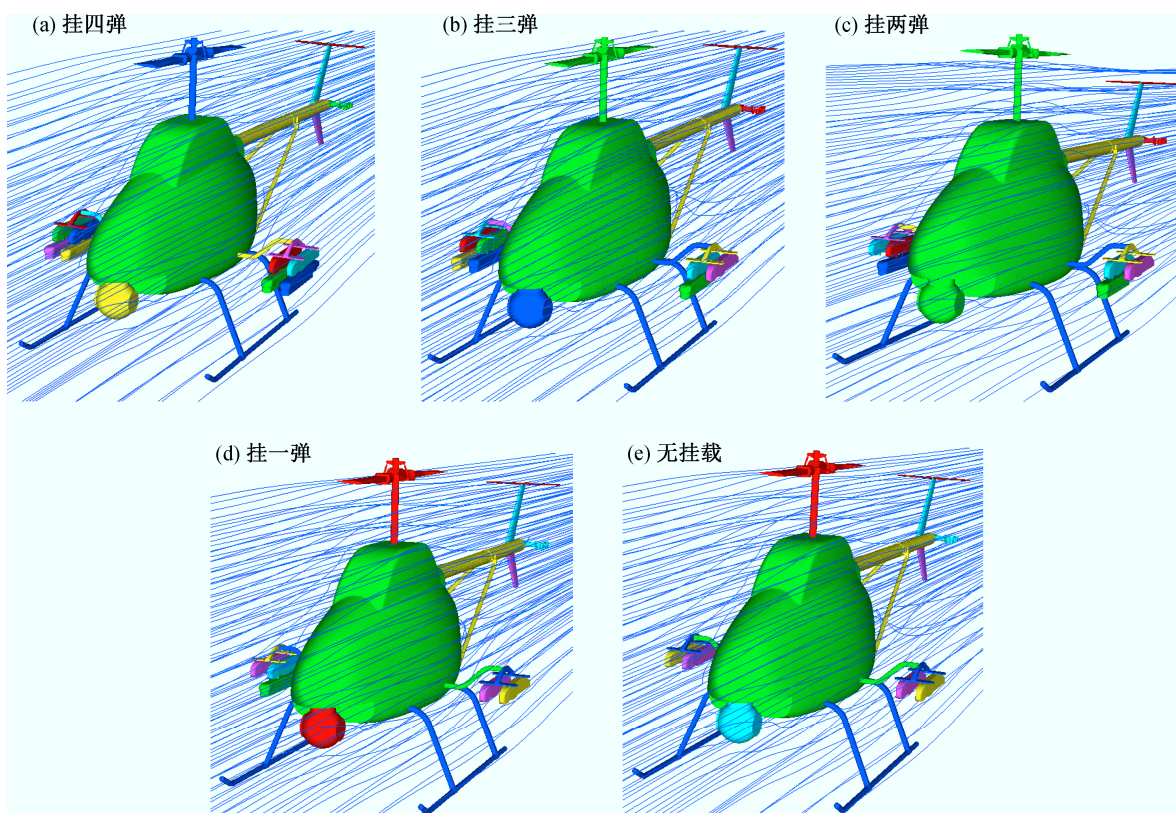


图 9 不同挂载状态时的流线图

Fig. 9 Streamline in different loading conditions

2) 侧向来流对加装外挂组合体后无人直升机的气动特性影响更大, 在相同的侧滑角变化条件下, 加装外挂组合体后无人直升机的阻力和偏航力矩变化更大。

3) 随着导弹的不断发射, 加装外挂组合体之后无人直升机的阻力不断降低, 升力有所增大, 其他气动特性参数受导弹数量变化的影响较小。

参考文献

- [1] 刘运孝. 外挂物在飞机上悬挂的气动相关性研究. 飞行力学, 1985, 4: 50-63
- [2] 赵维义. 救生绞车对直升机机身气动性能的影响研究. 飞行力学, 2006, 24(3): 26-29
- [3] 夏良. 武器外挂和发射对直升机稳定性及运动参数的影响分析. 飞行力学, 1990, 3: 33-41
- [4] 任庆祝, 赵晓霞, 刘毅, 等. 螺旋桨飞机滑流对全机气动特性影响的试验研究. 科学技术与工程, 2015, 15(15): 214-217
- [5] Adrezn R, Gates A, Wei F S, et al. Scaled model jettison tests of external stores during helicopter autorotation // Proceedings of American Helicopter Society 56th Annual Forum. Virginia Beach, 2000: 1-8
- [6] 李家旭, 张新平, 谷迎松. 外挂物气动力建模对机翼/外挂物颤振特性的影响及修正. 科学技术与工程, 2014, 14(24): 298-301
- [7] 聂光成, 魏贤智, 王勇. 外挂武器对载机飞行性能影响研究. 空军工程大学学报(自然科学版), 2003, 4(2): 24-27
- [8] 童中翔, 董小龙. 外挂对载机气动特性的影响研究. 飞行力学, 2005, 23(2): 32-34
- [9] Kozlovsky V B, Sumovsky N A, Barabash S A, et al. Flight research of Mi-26 helicopter transportation of external parallelepiped cargo with stabilizing and aerodynamic drag reduction means // Proceedings of American Helicopter Society 49th Annual Forum. St Louis, 1993: 1481-1483
- [10] 周磊, 谭伟, 牛俊强. 航空 CFD 流场计算多 GPU 并行加速技术研究. 航空计算技术, 2018, 48(5): 1-4
- [11] 尚克明, 杜健, 孙振旭. 长大编组高速列车横风气动特性研究. 北京大学学报(自然科学版), 2016, 52(6): 977-984
- [12] 金海, 杨立国, 陈凯. 地铁列车高速过站风环境数值模拟研究. 北京大学学报(自然科学版), 2015, 51(2): 606-612
- [13] 吴刚. 基于 CFD 方法的重型直升机吊挂流场及飞行特性分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013
- [14] Sviridenko A N, Volodko A M. Static stability and controllability of helicopter with an external load // 33th European Rotorcraft Forum. Kazan, 2007: 1368-1378