

直升机外挂物投放安全性研究



毛旭*, 牛嵩, 张威

中国直升机设计研究所, 江西 景德镇 333000

摘 要:以直升机投放外挂副油箱为例,基于计算流体力学(CFD)方法开展了直升机外挂物投放安全性计算研究。采用动态网格技术模拟外挂物副油箱与直升机的相对运动,计算研究了外挂副油箱空气舵、直升机旋翼下洗流和飞行状态对外挂副油箱投放安全性的影响规律。计算结果表明,增加空气舵有利于外挂副油箱的安全投放,但空气舵并不是越大越好;直升机旋翼下洗流对外挂副油箱投放的影响并不总是正面的,这取决于直升机飞行状态,故其影响不容忽视;而直升机的飞行速度越低、迎角越小、侧滑角绝对值越小,越有利于外挂副油箱的安全投放。

关键词:外挂副油箱; 投放; 安全性; 动态网格; 直升机

中图分类号: V211; V271.4

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.06.002

外挂物投放是直升机日常任务中的重要内容之一。由于外挂物处于直升机复杂干扰流场中,在气动力的作用下与直升机发生碰撞的可能性不能忽视,因此必须对投放过程进行试验和分析,确保外挂物的投放轨迹不会对直升机的飞行安全构成威胁。目前直升机外挂物投放安全性的研究方法主要有飞行试验、风洞试验和数值模拟方法^[1]。最具直观性和权威性的判断外挂物投放安全性的方法是飞行试验,其缺点是风险高、成本昂贵。采用动力相似法的直升机外挂物低速风洞试验能够获得外挂物投放轨迹姿态,确定外挂物安全投放边界^[2,3],但外挂物投放风洞试验技术复杂,而且还受到一定的限制,有些特殊工况试验无法实现,也存在费用高、周期长的缺点。近年来,随着计算机技术的飞速发展,大规模的数值并行计算成为可能,同时计算流体力学方法也得到了全面快速提升,并广泛应用于外挂物投放安全性分析中,不仅能够模拟风洞试验无法实现的特殊状态,还能够获得外挂物安全投放的大概范围,有助于缩减风洞试验的次数,减少成本和提高效率。

基于求解N-S方程及动态网格技术的仿真分析方法,能进行飞机投弹、弹射救生、火箭级间分离、炮弹出膛等存在边界运动与变形情况的模拟计算分析^[4,5]。目前针对固定翼飞机外挂投放安全性的相关研究有很多^[6-11],而关于直升机外挂物投放安全性的研究较少。本文基于该方法研究直升机外挂副油箱投放的安全性,首先开展了空气舵对外挂

副油箱安全投放影响的仿真计算分析,并对不同空气舵方案的外挂副油箱投放进行了对比,初步确定空气舵的气动设计方案;然后分析了直升机旋翼下洗流对外挂副油箱安全投放的影响,最后对直升机不同飞行状态下外挂副油箱的投放进行仿真计算,为确定直升机外挂副油箱安全投放边界提供参考。

1 动态网格技术

动态网格技术根据边界的运动和网格再生方法自动地调节内部网格节点的位置,从而能够模拟流场中物体的相对运动^[12,13]。弹性光顺方法将网格线当作弹簧,网格节点做弹性移动,边界移动时网格节点跟着运动,网格线也随之伸缩,然而在边界位移变化较大时,网格的质量会降低,不仅影响计算精度,还会造成计算不收敛。解决的方法是结合局部网格重构法,即设定斜率和尺寸标准,在网格超出标准时就对那部分区域进行局部网格重构形成新网格,从而保证网格质量,新网格单元上的解由旧网格单元插值得到,因此本文采用弹性光顺和局部网格重构相结合的网格再生方法。

对于边界移动的任意控制体积 V 上的一般标量的守恒型方程^[13]可写为:

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho \varphi dV + \int_{\partial V} \rho \varphi (\mathbf{u} - \mathbf{u}_g) dA = \int_{\partial V} \Gamma \nabla \varphi dA + \int_V S_\varphi dV \quad (1)$$

收稿日期: 2019-05-06; 退修日期: 2019-05-17; 录用日期: 2019-05-27

*通信作者. Tel.: 022-24898161 E-mail: maoxu_lw@126.com

引用格式: Mao Xu, Niu Song, Zhang Wei. Research on release safety of helicopter external stores[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(06): 10-18. 毛旭, 牛嵩, 张威. 直升机外挂物投放安全性研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(06): 10-18.

式中: $V(t)$ 为空间中大小和形状都随时间变化的控制体积, $\partial V(t)$ 为控制体积的运动边界, $\mathbf{u}_g$ 为运动网格的运动速度; ρ 为流体密度; $\mathbf{u}$ 为流体速度矢量; Γ 为耗散系数; S_φ 为 φ 的源项。

式(1)中时间导数项用一阶向后差分公式可得:

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho \varphi dV = \frac{(\rho \varphi V)^{n+1} - (\rho \varphi V)^n}{\Delta t} \quad (2)$$

式中: 上标 n 和 $n+1$ 代表当前和下一步的时间层。

第 $n+1$ 个时间步控制体积由式(3)得到:

$$V^{n+1} = V^n + \frac{dV}{dt} \Delta t \quad (3)$$

式中: dV/dt 是控制体积对时间的导数。为了满足网格的守恒律, 控制体积对时间的导数可由式(4)计算得到:

$$\frac{dV}{dt} = \int_{\partial V} \mathbf{u}_g \cdot d\mathbf{A} = \sum_j^{n_f} \mathbf{u}_{g,j} \cdot \mathbf{A}_j \quad (4)$$

式中: n_f 为控制体积上面的数目, $\mathbf{A}_j$ 为第 j 面积矢量。每个控制体积的面上的点积 $\mathbf{u}_{g,j} \cdot \mathbf{A}$ 可由式(5)计算得到:

$$\mathbf{u}_{g,j} \cdot \mathbf{A} = \frac{\delta V_j}{\Delta t} \quad (5)$$

式中: δV_j 为控制体上的面 j 在时间步 Δt 内扫出来的体积。

2 网格及计算方法

副油箱在空中运动时, 空气的黏性影响不可忽略。为了提高计算精度, 本文采用如下技巧模拟副油箱投放过程^[14]: 在计算域内生成初始网格时, 在副油箱表面生成结构化的边界层网格, 然后将副油箱和其边界层网格看作一个子域, 在投放时, 仍然只计算副油箱的受力, 而运动则是赋予此包含副油箱和其边界层网格的子域, 即副油箱与边界层网格之间相对关系不变, 一起运动, 保证运动过程中副油箱周围总有高质量的边界层网格, 从而也就能以高精度的方式捕捉空气的黏性效应。图1给出了动态网格区域示意图, 区域1为副油箱区域, 区域2为副油箱边界层网格区域, 区域3为流场网格区域, 区域4为挂梁区域。

外挂物自由投放是一个六自由度的运动过程, 本文采用用户自定义函数(User-Defined Function, UDF)的方法将模拟物体六自由度运动所需的物体质量、转动惯量和惯性积连接到求解器, 实现外挂物气动力及其六自由度运动的耦合计算^[15]。本文采用双时间步进行迭代计算求解非定常流场, Roe格式的通量差分裂格式, 空间和时间离散精度均为二阶, 湍流模型采用 Spalart-Allmaras 模型。

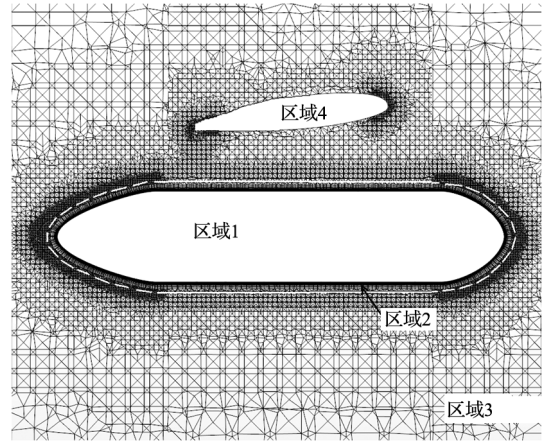


图1 动态网格区域示意图

Fig.1 Schematic of dynamic mesh zone

3 投放分析

本文以直升机外挂副油箱投放为例, 开展外挂物投放安全性仿真计算分析。与满载副油箱相比, 空载副油箱重量(质量)轻, 投放过程中受气动力的影响较大, 容易碰到直升机其他部件, 影响飞行安全, 本文选取空载副油箱进行计算。另外, 由于单侧副油箱空中投放, 且考虑正负方向侧滑, 能够反映实际投放过程中两侧副油箱同时投放的情况, 因此本文只对右侧空载外挂副油箱投放进行仿真计算分析, 计算模型如图2所示。

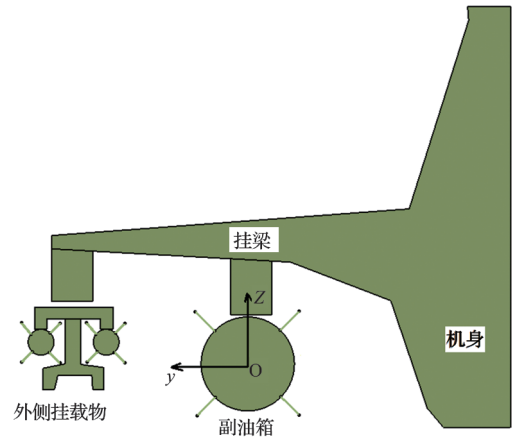


图2 外挂副油箱投放计算模型

Fig.2 Calculation model of external tank release

坐标轴系及参数定义: 坐标轴系以外挂副油箱投放前重心位置为坐标原点, 沿机身轴线由机头指向机尾为 x 轴正方向, 垂直于机身轴线竖直向上为 z 轴正方向, y 轴采用右手定则来确定, 如图2所示; 迎角 α 的方向定义为机身抬头为正, 低头

为负,侧滑角的 β 方向定义为沿航向机身左偏为正,右偏为负;外挂副油箱方向角定义为当前副油箱方向相对初始方向沿坐标系转动角度,如 θ_x 表示沿 x 轴转动角度。

外挂副油箱投放安全性判定:根据图2所示的外挂副油箱的计算模型可知,外挂副油箱投放过程, y 向位移绝对值越大,碰到机身或外侧挂点的武器等外挂物的可能性越大,更不利于副油箱投放安全, z 向位移绝对值越大,越快远离机身或外侧挂载物,更有利于副油箱投放安全,与 y 向和 z 向位移相比, x 向位移对副油箱投放安全影响较小,可以忽略; θ_y 方向角增大,副油箱左右摆动幅度增大,碰到机身或外侧挂载物的可能性增大,对副油箱安全投放不利, θ_y 方向角增大,副油箱上下摆动幅度增大,更容易碰到挂梁前后缘,同样也不利于副油箱投放安全, θ_x 方向角对副油箱投放安全影响较小,可以忽略。

3.1 风洞试验对比验证

通过基于动力相似法的低速风洞投放试验,可以获得外挂副油箱从直升机上分离后空中运动的姿态和轨迹等数据。本文首先针对与风洞试验相同工况下直升机外挂副油箱投放进行仿真计算,以验证基于动态网格技术的外挂物投放仿真计算方法的有效性。本文选取飞行速度为240km/h、迎角 α 为 0° 、侧滑角 β 为 0° 作为初始参考状态,图3给出了该状态下直升机投放外挂副油箱运动轨迹仿真计算和风洞试验结果对比。

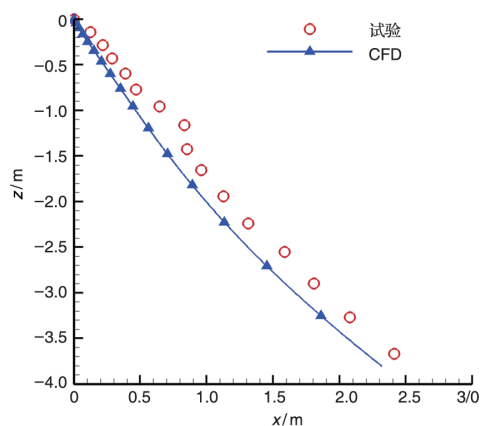
从图3可以看出,虽然仿真计算结果在量值上与风洞试验值有所偏差,但在描述外挂副油箱的运动轨迹趋势上与风洞试验结果是基本吻合的,这也证明基于动态网格技术的仿真分析方法在外挂副油箱投放安全性分析中的有效性,可以为直升机外挂副油箱安全投放边界的确定提供参考。

3.2 空气舵对安全投放影响

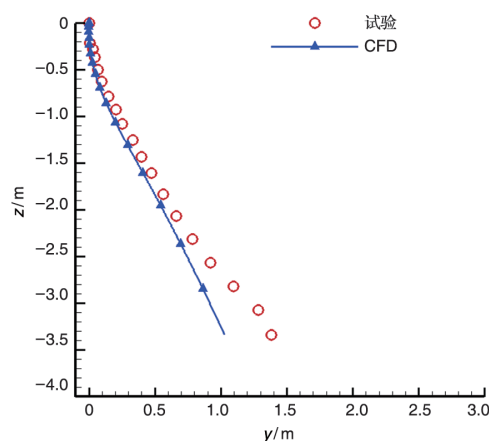
3.2.1 有/无空气舵对副油箱投放的影响

针对空气舵对外挂副油箱安全投放的影响开展了仿真计算分析。无空气舵副油箱方案为回转柱体,剖面外形如图1所示,有空气舵副油箱方案在无空气舵方案基础之上增加4个空气舵,间隔 90° 布置,空气舵外形如图4所示。选取与3.1节相同的飞行状态进行计算分析。

图5、图6分别给出了有/无空气舵的外挂副油箱投放后位移和方向角随时间的变化。由图5和图6可以看出,外挂副油箱 y 向位移很小,副油箱 θ_y 方向角的变化对其投放安全性起决定性作用;与无空气舵的副油箱相比,有空气舵副油箱 θ_y 和 θ_z 方向角均变化较小,脱离直升机后运动更平稳。图7、图8分别给出了无空气舵副油箱和有空气舵副油箱



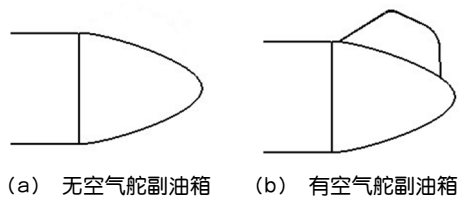
(a) 侧视图



(b) 正视图

图3 副油箱运动轨迹计算值与试验值对比

Fig.3 Comparison of motion trail of tank between calculated value and test



(a) 无空气舵副油箱 (b) 有空气舵副油箱

图4 有/无空气舵方案外形对比

Fig.4 The comparison of configurations rudder tank or no rudder tank

箱投放过程中压力系数云图。从图7和图8可以看出,无空气舵副油箱由于 θ_y 方向角变化过大导致副油箱的尾部上翘,容易碰到挂梁后缘,而有空气舵副油箱能够安全分离。本文还对其他飞行速度下有无空气舵的外挂副油箱投放

进行了计算分析,并得到相同的结论,随着飞行速度的增大,空气舵的作用效果也随之增大,投放后有空气舵副油箱比无空气舵副油箱运动更平稳。因此空气舵有利于外挂副油箱的安全投放,能够提高外挂副油箱的安全投放范围。

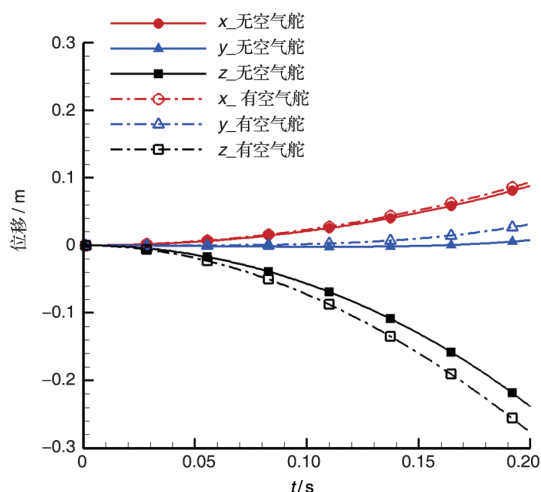


图5 有/无空气舵副油箱位移随时间变化

Fig.5 Displacement of rudder or no rudder tank varying with time

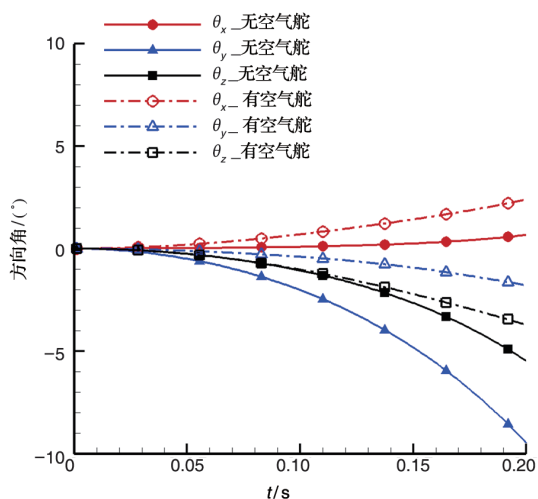


图6 有/无空气舵副油箱方向角随时间变化

Fig.6 Direction angle of rudder or no rudder tank varying with time

3.2.2 空气舵大小对副油箱投放影响

针对有空气舵的外挂副油箱,研究了空气舵大小对其安全投放的影响,设计的三种副油箱空气舵方案如图9所示,方案1、方案2和方案3的空气舵依次增大。选取与3.1节相同的飞行状态进行计算分析。

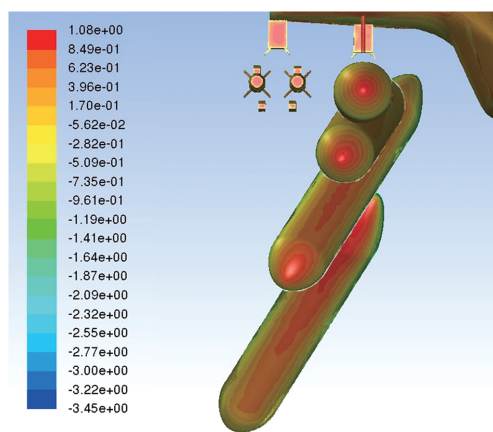


图7 无空气舵副油箱投放过程中压力系数云图

Fig.7 Pressure coefficient distribution of no rudder tank after separation

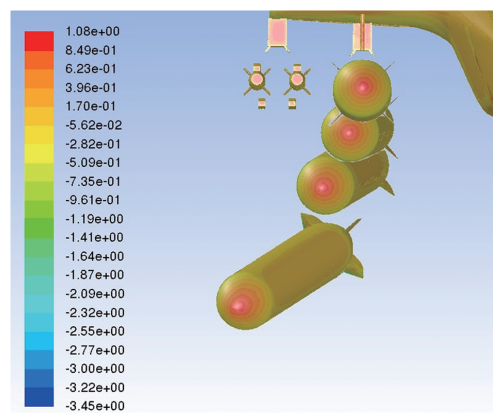


图8 有空气舵副油箱投放过程中压力系数云图

Fig.8 Pressure coefficient distribution of rudder tank after separation

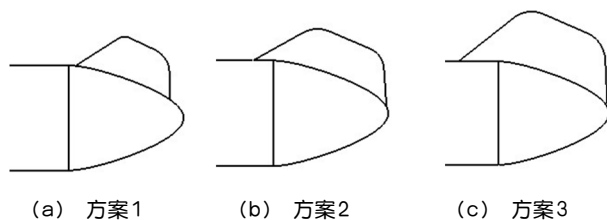


图9 不同空气舵方案外形

Fig.9 Configuration of different rudder cases

图10、图11分别给出了三种空气舵方案的副油箱投放后运动位移和方向角随时间的变化。由图10和图11可以看出,随着空气舵的增大,相同时刻副油箱方向角的绝对值越小,副油箱运动越平稳,有利于安全投放,但随着空气舵的增大,y向位移也增大,容易碰到外侧挂载物,不利于安全

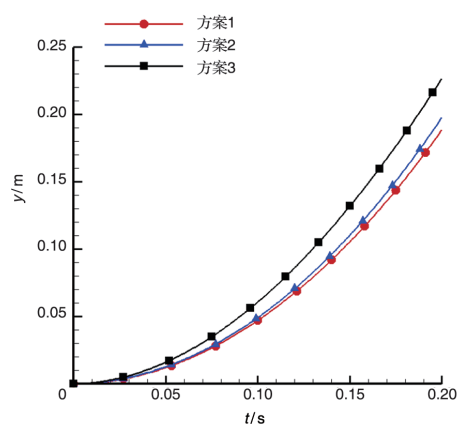
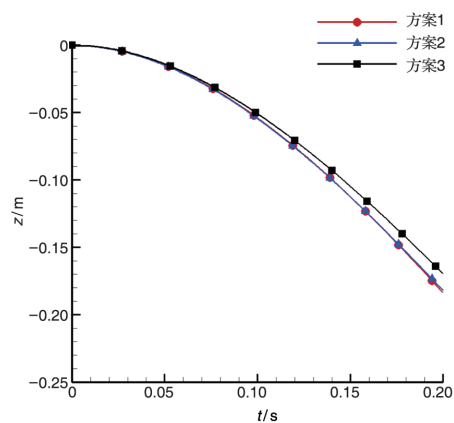
(a) y 向位移(b) z 向位移

图10 不同空气舵方案副油箱位移随时间变化

Fig.10 Displacement of different rudder cases tank varying with time

投放。上述三种方案中,空气舵方案2副油箱投放后的运动轨迹与方案1较为接近,空气舵大小略增后并未明显改善副油箱投放安全性,而其最大外轮廓尺寸较方案1略大,重量也略大,因此空气舵方案1略优于方案2;空气舵方案3最大,投放后的运动最为平稳,但 y 向位移也越大,这是由于空气舵的增大,造成了其所受侧向气动力的增加,导致副油箱整体更易向侧向偏移,更加靠近外侧挂载物,从而影响投放安全,因此空气舵也并非越大越有利于投放安全。空气舵方案1为三种方案中的最优方案。

3.3 直升机旋翼下洗流对安全投放影响

直升机实际飞行中投放外挂物的运动受旋翼下洗流的影响,鉴于此,本文针对空气舵方案1的外挂副油箱开展了旋翼下洗流对其投放安全影响的仿真计算分析,计算状态与3.1节相同。图12、图13分别给出了有/无旋翼状态下外挂副油箱投

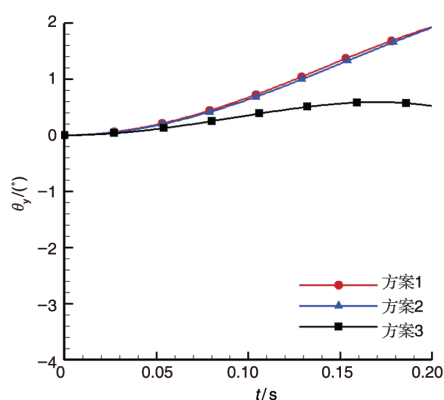
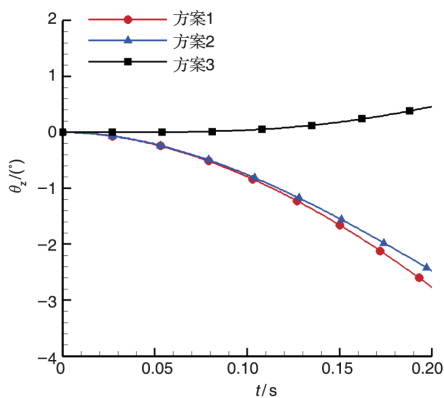
(a) θ_y 方向角(b) θ_z 方向角

图11 不同空气舵方案副油箱方向角随时间变化

Fig.11 Direction angle of different rudder cases tank varying with time

放后的位移和方向角随时间的变化。图14、图15分别给出无旋翼状态和有旋翼状态下副油箱水平剖面速度分布云图。从图12可以看出,由于旋翼下洗流影响,外挂副油箱投放后 z 负向位移增大,但同时副油箱 y 正向位移也增大,且 y 向位移增大的幅度大于 z 向,这对外挂副油箱安全投放不利。从图14和图15可以看出,这是由于旋翼下洗流的影响,外挂副油箱靠近机身一侧的速度减小,压力增大,而靠近外侧挂载物一侧的速度和压力基本不变,导致副油箱 y 向位移增大。从图13可以看出,由于旋翼下洗流的影响,外挂副油箱投放后方向角的变化量均增大,这对副油箱安全投放不利。

考虑到直升机飞行姿态对旋翼下洗流的影响,本文还对直升机其他飞行姿态下旋翼下洗流对外挂副油箱投放安全影响进行了仿真计算分析。通过上述分析可知,对于有空气舵的外挂副油箱,其投放过程中主要是由于碰到机身或外侧挂载物从而影响投放安全,因此对于有空气舵的外

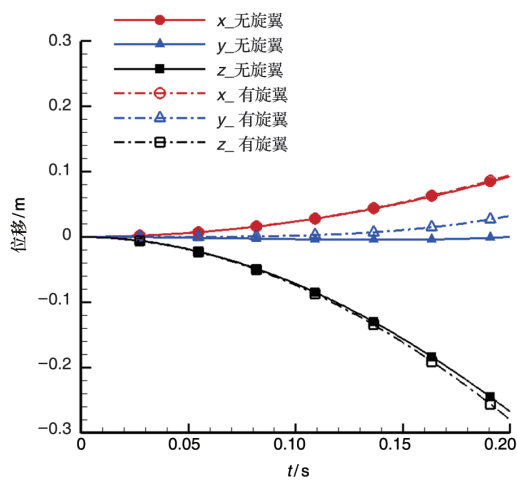


图12 有/无旋翼状态下副油箱位移随时间变化

Fig.12 Displacement of tank varying with time under rotor or no rotor state

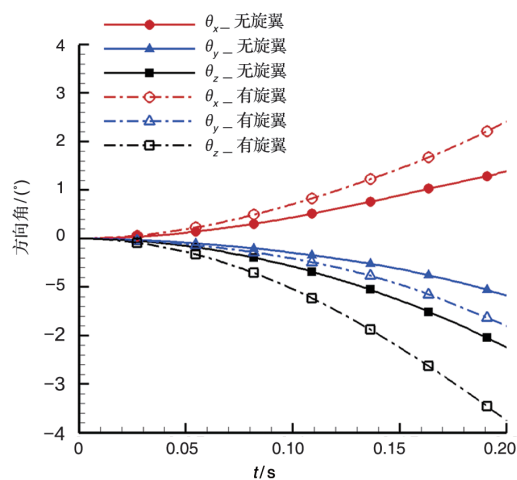


图13 有/无旋翼状态下副油箱方向角随时间变化

Fig.13 Direction angle of tank varying with time under rotor or no rotor state

挂副油箱,本文在下述分析中,以 z 向位移相同情况下, y 向位移和 θ_z 方向角的大小作为投放安全性的判定依据。表1给出了不同直升机飞行姿态下有/无旋翼状态下外挂副油箱投放后, z 向位移为 -0.3m 时, y 向位移和 θ_z 方向角的仿真分析结果。计算结果表明:与无旋翼下洗流相比,直升机机身迎角为负、侧滑角为正时,旋翼下洗气流有助于副油箱投放后更迅速地向下脱离,有利于外挂副油箱投放安全;而对于机身迎角为正、侧滑角为负时,旋翼下洗气流虽然增大了副油箱下落距离,但同时也增大了副油箱的侧向位移或方向角变化,对外挂副油箱安全投放不利。因此,直升机旋翼

下洗流对外挂副油箱投放的影响并不总是正面的,这取决于直升机飞行状态,故其影响不容忽视。



图14 无旋翼状态下副油箱水平剖面速度分布云图

Fig.14 Velocity distribution of horizontal profile of tank barycenter under no rotor state



图15 有旋翼状态下副油箱水平剖面速度分布云图

Fig.15 Velocity distribution of horizontal profile of tank barycenter under rotor state

3.4 直升机飞行状态对安全投放影响

为分析直升机的飞行状态对外挂物安全投放的影响,本文对不同飞行速度和姿态下直升机投放外挂副油箱进行了仿真计算。

表1 不同直升机飞行姿态下投放分析结果

Table 1 The results of release analysis in different fight attitude of helicopter

$\alpha /(^{\circ})$	$\beta /(^{\circ})$	y / m		$\theta_z /(^{\circ})$	
		无旋翼	有旋翼	无旋翼	有旋翼
-5	0	-0.05	-0.03	2.86	1.21
0	0	0.00	0.03	-2.45	-3.10
5	0	0.17	0.22	-3.26	-4.62
0	-5	0.16	0.17	-4.53	-5.49
0	5	-0.14	-0.12	1.61	1.16

图16、图17分别给出了飞行速度 v 为 180km/h 、 200km/h 和 240km/h 三种不同状态下直升机投放的外挂副油箱运动轨迹和 θ_z 方向角随 z 向位移的变化。由图16和图17可以看出,在相同姿态角下,随着直升机飞行速度越大,外挂副油箱在相

同 z 向位移时, y 向位移绝对值越大,越容易碰到外侧挂载物,且 θ_z 方向角的绝对值也增大,更不利于副油箱的安全投放。

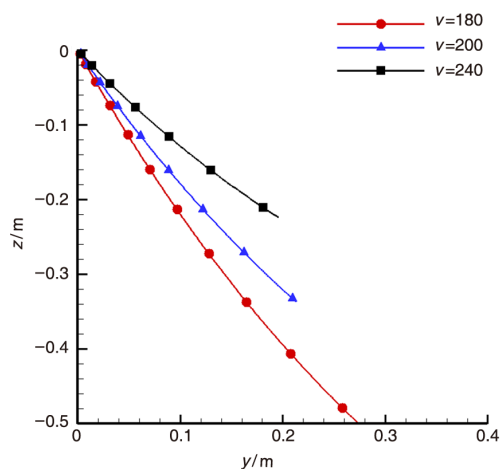


图 16 不同速度下副油箱运动轨迹

Fig.16 Motion trail of tank at different flight speed

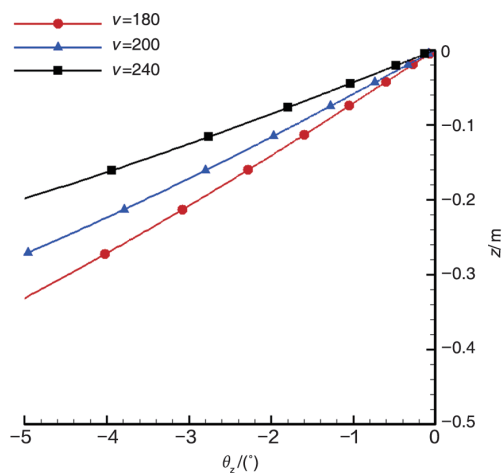


图 17 不同速度下副油箱 θ_z 方向角随 z 向位移变化

Fig.17 Direction angle θ_z of tank varying with displacement z at different flight speed

图 18、图 19 分别给出了不同迎角下直升机投放的外挂副油箱运动轨迹和 θ_z 方向角随 z 向位移变化。由图 18 和图 19 可以看出,相同飞行速度下,随着直升机迎角增大,外挂副油箱在相同 z 向位移时, y 向位移越大,越容易碰到外侧挂载物,且 θ_z 方向角的绝对值也增大,更不利于副油箱的安全投放。与机身迎角为正值相比,迎角为负值时投放的副油箱侧向位移量较小,方向角变化量也较小,有利于副油箱的安全投放。

图 20、图 21 分别给出了不同侧滑角下直升机投放的外挂副油箱运动轨迹和 θ_z 方向角随 z 向位移变化。由图 20 可

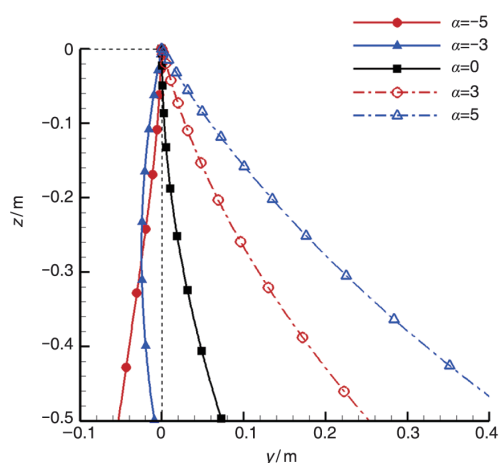


图 18 不同迎角下副油箱运动轨迹

Fig.18 Motion trail of tank at different attack angle

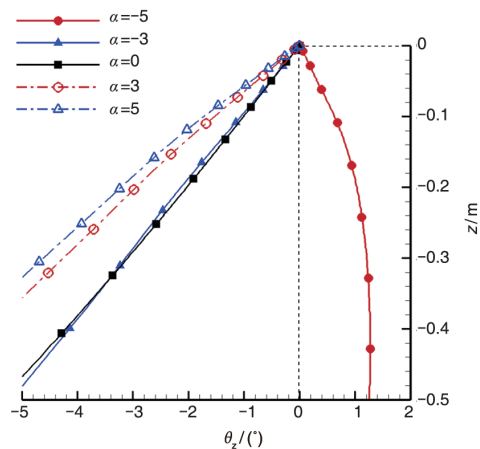


图 19 不同迎角下副油箱 θ_z 方向角随 z 向位移变化

Fig.19 Direction angle θ_z of tank varying with displacement z at different attack angle

以看出,在相同飞行速度下,直升机侧滑角为正值时,外挂副油箱 y 向位移为负值,即向机身侧移动,碰到机身的可能性增大,直升机侧滑角为负值时,外挂副油箱向外侧挂载物移动,碰到外侧挂载物的可能性增大;侧滑角的绝对值越小, y 向的位移绝对值也越小,越有利于副油箱的安全投放。由图 21 可以看出,随着侧滑角绝对值越大, θ_z 方向角的绝对值也增大,更不利于副油箱的安全投放。

4 结论

直升机外挂物投放安全边界的确定需要经过大量的风洞试验和试飞工作,本文将仿真计算分析和风洞试验相结合应用于外挂副油箱的投放安全性分析中,可以减少试验和试

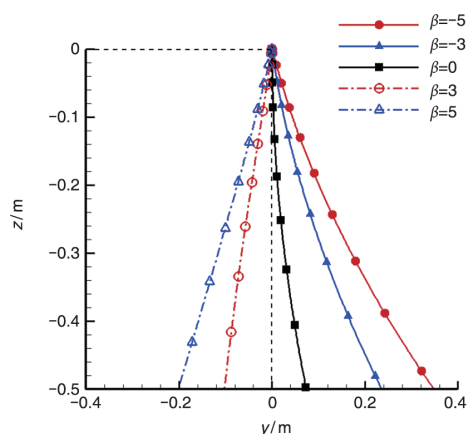
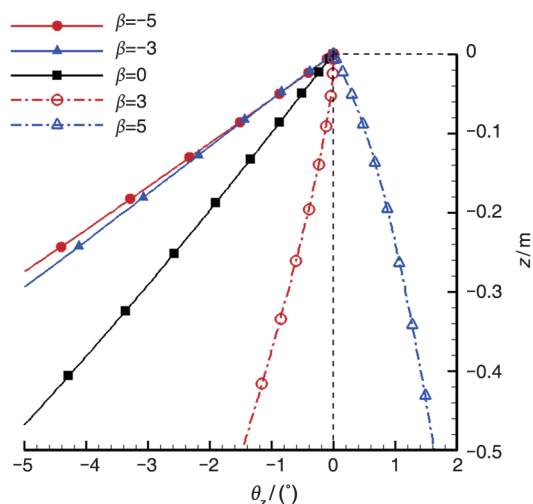


图20 不同侧滑角下副油箱运动轨迹

Fig.20 Motion trail of tank at different sideslip angle

图21 不同侧滑角下副油箱 θ_z 方向角随 z 向位移变化Fig.21 Direction angle θ_z of tank varying with displacement z at different sideslip angle

飞工作量。通过仿真计算与风洞试验的结果对比可知,基于动态网格技术的外挂物投放仿真计算方法是合理有效的。本文计算了不同状态下直升机投放的外挂副油箱运动轨迹,分析了直升机旋翼下洗流、直升机飞行状态和外挂副油箱的空气舵等因素对外挂副油箱投放安全性的影响,得到如下结论:

(1)有空气舵的外挂副油箱离机后比无空气舵副油箱飞行更稳定,能够提高副油箱的安全投放范围;然而空气舵也并非越大越有利于副油箱投放安全,需要开展气动优化设计分析以得到更合适的气动设计方案。

(2)直升机旋翼下洗流对外挂副油箱投放的影响并不总是正面的,这取决于直升机飞行状态。与无旋翼下洗流

相比,直升机机身迎角为负、侧滑角为正时,旋翼下洗流有利于副油箱投放安全,而对于机身迎角为正、侧滑角为负时,旋翼下洗气流则对副油箱安全投放不利。

(3)直升机飞行状态对外挂物副油箱投放有直接影响,直升机的飞行速度越低、机身迎角越小、侧滑角绝对值越小,越有利于外挂副油箱的安全投放。

AST

参考文献

- [1] 聂璐, 向锦武. 飞机外挂物投放安全性的参数影响分析[J]. 飞行力学, 2011, 29(2): 25-28.
Nie Lu, Xiang Jinwu. Parameter analysis of safety in store separation[J]. Flight Dynamics, 2011, 29(2): 25-28. (in Chinese)
- [2] 张召明. 飞机外挂物投放低速风洞试验技术研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2003, 35(3): 318-321.
Zhang Zhaoming. Experimental research of jettison of aircraft external store in low speed wind tunnel[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2003, 35(3): 318-321. (in Chinese)
- [3] 尹承顺, 雷武涛. 飞机外挂物投放风洞与飞行相关性研究思路探讨[J]. 航空科学技术, 2015, 26(3): 14-18.
Yin Chengshun, Lei Wutao. Investigation of wind tunnel and flight correlation research ideas on external-store drop [J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26(3): 14-18. (in Chinese)
- [4] 陈少君, 刘占辰, 封普文, 等. 炸弹投放模型的建立与数值模拟[J]. 光电与控制, 2012, 19(7): 37-40.
Chen Shaojun, Liu Zhanchen, Feng Puwen, et al. Establishment and numerical simulation of model for bomb launching[J]. Electronics Optics & Control, 2012, 19(7): 37-40. (in Chinese)
- [5] 金时或. 内埋式弹舱流场及武器投放轨迹研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
Jin Shiyu. Research on the flow field of weapon bay and the trajectory of missile separating[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [6] 李孝伟, 范绪箕. 基于动态嵌套网格的飞行器外挂物投放的数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2004, 22(1): 114-117.
Li Xiaowei, Fan Xuji. Simulation of the release of store based on the moving chimera grid technique[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2004, 22(1): 114-117. (in Chinese)
- [7] 祁洋, 范绪箕. 飞机安全设计的外挂物投放数值方法[J]. 上海

- 交通大学学报, 2005, 39(5): 836-839.
- Qi Yang, Fan Xuji, A numerical method on store separation for aircraft safety design[J]. Journal of Shanghaijiaotong University, 2005, 39(5): 836-839. (in Chinese)
- [8] 周乃春, 李彬, 郑鸣, 等. 带控制律导弹投放数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2013, 31(3): 288-293.
- Zhou Naichun, Li Bin, Zheng Ming, et al. Missile separation simulation with control laws[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013, 31(3): 288-293. (in Chinese)
- [9] 冯文梁, 程家林, 吕凌英. 武器外挂物投放安全性分析方法[J]. 弹箭与制导学报, 2014, 34(4): 191-195.
- Feng Wenliang, Cheng Jialin, Lv Lingying. The research of release safety analysis method for external stores of weapon[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2014, 34(4): 191-195. (in Chinese)
- [10] 杨俊, 张新慧. 内埋武器重力分离特性分析[J]. 航空科学技术, 2017, 28(9): 10-15.
- Yang Jun, Zhang Xinhui. Analysis on gravity separation characteristics for internal store[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28(9): 10-15. (in Chinese)
- [11] 马英杰. 民用飞机抛放式飞行记录器分离过程仿真研究[J]. 航空科学技术, 2018, 29(12): 47-52.
- Ma Yingjie. Simulation research of separation of jettisoned FDR from civil aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(12): 47-52. (in Chinese)
- [12] Crumpton P I, Giles M B. Implicit time accurate solutions on unstructured dynamic grids[R]. AIAA 95-1671, 1995.
- [13] Snyder D O, Koutsavdis E K, Anttonen J. Transonic store separation using unstructured CFD with dynamic meshing[R]. AIAA 2003-3919, 2003.
- [14] 黄冬梅. 某型号制导炸弹气动外形设计及机弹分离气动特性研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2006.
- Huang Dongmei. Aerodynamics design an store separation research of an aviation bomb[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2006. (in Chinese)
- [15] Murman S M, Aftosmis M J, Berger M J. Simulations of 6-DOF motion with a cartesian method[R]. AIAA 2003-1246, 2003.

作者简介

毛旭(1988—)男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 空气动力学和计算流体力学。

Tel: 022-24898161 E-mail: maoxu_lw@126.com

Research on Release Safety of Helicopter External Stores

Mao Xu*, Niu Song, Zhang Wei

AVIC Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333000, China

Abstract: Using external tank separation from helicopter as example, numerical calculation was proposed to analyze release safety of external stores based on the CFD method. Dynamic mesh technique was used to simulate the relative motion between external tank and helicopter, and the influence regularity of rudder, main-rotor downwash flow and the flight states of helicopter on release safety of external tank were calculated. The results indicate that the rudder is advantageous to release safety of external tank, but not that the bigger size of rudder is better. The influence of main-rotor downwash flow on release safety of external tank is not always positive, and depending on the flight state, thus the main-rotor cannot be ignored. In addition, the smaller the flight speed, angle of attack, absolute value of sideslip angle of helicopter, the better for the release safety of external tank.

Key Words: external tank; release; safety; dynamic mesh; helicopter

Received: 2019-05-06; Revised: 2019-05-17; Accepted: 2019-05-27

*Corresponding author. Tel.: 022-24898161 E-mail: maoxu_lw@126.com