

DOI:10.16356/j.1005-2615.2025.04.017

基于等效气动效应法的双机气动干扰建模

岳 皓, 李荣杰, 孟德虹, 王 昊, 刘 钊

(中国空气动力研究与发展中心计算空气动力研究所, 绵阳 621000)

摘要: 针对空中加油或无人机自主回收过程中子机气动特性容易受到母机尾流干扰影响的问题, 采用计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)和等效气动效应法建立双机气动干扰快速预测模型。首先, 采用CFD方法获取母机的尾流速度分布场, 基于逐点积分和加权平均方法计算子机在母机尾流场中的等效速度和等效角速度, 进而求解出子机在尾流影响下的附加气动力和气动力矩。为验证气动干扰模型的有效性, 采用CFD方法计算了不同位置处子机受到的附加气动力和气动力矩, 并将结果与建立的气动干扰模型比较。结果显示, 本文建立的气动干扰模型能够较好地模拟子机在尾流影响下的附加气动力和气动力矩, 可大幅提高双机气动干扰的计算效率。

关键词: 空中对接; 等效气动效应法; 数值模拟; 尾流干扰; 气动特性

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2025)04-0749-11

Modeling of Aerodynamic Interference for Dual-aircraft Based on the Equivalent Aerodynamic Effect Method

YUE Hao, LI Rongjie, MENG Dehong, WANG Hao, LIU Fan

(Computational Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: Since child aircraft are significantly impacted by the wake interference from the mother aircraft during aerial refueling or the autonomous recovery of unmanned aerial vehicles (UAVs), a rapid prediction model for dual-aircraft aerodynamic interference is developed. This model integrates computational fluid dynamics (CFD) with the equivalent aerodynamic effect method. Initially, CFD is employed to determine the wake velocity distribution of the mother aircraft. Through point-by-point integration and a weighted average approach, the equivalent velocity and angular velocity of the child aircraft within the wake flow are calculated, allowing the determination of the additional aerodynamic force and the torque acting on the child due to the wake. To validate the aerodynamic interference model, CFD is used to compute the additional aerodynamic force and the torque on the child aircraft at various positions, and these results are compared with those from the established model. The findings indicate that the proposed aerodynamic interference model effectively simulates the additional aerodynamic force and the torque on the child aircraft influenced by the wake, significantly enhancing the calculation efficiency for dual-machine aerodynamic interference.

Key words: air docking; equivalent aerodynamic effect method; numerical simulation; wake interference; aerodynamic character

飞机在飞行过程中, 机翼上下表面的压力差会使气流沿展向流动, 进而在翼尖后方拖出很强的翼

尖涡。大型飞机产生的翼尖涡可以延伸至机翼后方 100 倍的翼展范围, 其寿命可以达到几分钟^[1]。

收稿日期: 2024-08-07; 修订日期: 2025-03-13

通信作者: 孟德虹, 男, 副研究员, E-mail: mdh157@163.com。

引用格式: 岳皓, 李荣杰, 孟德虹, 等. 基于等效气动效应法的双机气动干扰建模[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2025, 57(4): 749-759. YUE Hao, LI Rongjie, MENG Dehong, et al. Modeling of aerodynamic interference for dual-aircraft based on the equivalent aerodynamic effect method[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition), 2025, 57(4): 749-759.

旋涡范围内空气的速度和方向会发生剧烈变化,会对该区域内飞行器的飞行安全产生重大影响,因此大型飞机在飞行时都需要有安全距离。

对于某些特殊飞行场景,例如空中加油、编队飞行等^[2-4],飞机之间的间距很近,后机受前机尾流场的影响会导致其实际迎角发生改变,进而影响飞行姿态。为了提高编队飞行的安全性,降低风险。国内外学者开展了大量的研究。常见的研究手段包括飞行试验、风洞试验和数值模拟^[5-7]。但是,飞行试验风险较高,风洞试验价格昂贵,数值模拟则由于周期短、价格低而逐渐广泛应用于此类问题的研究中。

Jackson 等^[8]采用计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)方法模拟了 KC-135 加油机和喷气式飞机加油时的流场,结果表明 CFD 方法得到的喷气式飞机的升力、阻力以及下洗角与试验结果比较接近,而使用涡格法得到的结果与试验相差较大。Katz^[9]对高过载无人机空中加油的可行性进行的数值模拟,计算结果表明加油机和受油机之间的横向和垂直距离对受油机的气动力系数影响较大,而间隔距离对气动力影响较小。Cavallo 等^[10]提出了一种模拟加油机尾流效应的方法,并将降阶模型的结果与 E-2D 的飞行数据相比较,结果表明基于降阶模型得到的受油机的侧向力系数、滚转力矩系数、偏航力矩系数与飞行数据吻合得很好,并且降阶模型预测的受油机的俯仰角变化与飞行时的变化基本一致。Dogan 等^[11]提出了一种近距离飞行飞机之间的气动耦合建模方法,并将该方法预测的附加力和力矩与两架无尾飞机的风洞试验结果相比较。

李大伟等^[12]基于改进的马蹄涡理论建立了考虑尾涡衰减特性的流场模型,在此基础上建立了风扰动下的受油机非线性六自由度刚体全量方程,针对典型状态下的空中加油过程进行了仿真模拟,结果表明该尾涡模型能够反映受油机受扰后的动态特性。李宏图等^[13]将加油机的尾流分为纵向和侧向,分别建立了尾流对受油机扰动仿真模型,并引入修正系数对模型进行校正,仿真结果表明,建立的扰动模型与理论完全符合。徐跃鉴等^[14]采用等效气动效应法建立了气动干扰模型,对两架无尾三角翼无人机近距编队飞行进行仿真模拟,得到的结果与风洞试验符合较好。

综合相关研究可以看到,常用的双机干扰气动仿真方法主要分为两种:(1)全部采用 CFD 方法,即母机和子机全部采用 CFD 计算。CFD 方法具有较高的精度和可信度,但是计算效率偏低、耗时长。尽管以目前的算力支撑两架飞机的 Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) 相对容

易,但由于双机姿态和相对位置较多,要想获得全部气动特性,需要计算大量的状态,资源耗费巨大。(2)基于马蹄涡模型等简化模型构建母机尾流场,再利用等效气动效应法建立子机气动干扰模型。这种方法具有方便、快捷等优点,但是其计算精度相对偏低。

采用高精度的 CFD 与等效气动效应法进行双机干扰建模较少,对其精度进行详细验证的研究也较少。本文采用等效气动效应法和 CFD 相结合的方法建立双机气动干扰模型。其中,母机尾流场采用高精度 CFD 方法计算,子机在该尾流场下的气动干扰模型采用等效气动效应法建立。采用该种组合方法,可以兼顾计算精度与计算效率。尤其在工程上,一般在考虑双机干扰影响之前,无论对于母机或者子机,为获取其气动特性,都已单独进行过相应的风洞试验或 CFD 仿真。因此,采用等效模型方法进行双机干扰建模,不需要再重新组合包含两套飞机的网格以及双机的 CFD 计算,可以有效利用单机的气动数据库,提高数据利用率。采用等效气动方法进行双机干扰计算仍然具有较高价值。本文通过建立双机干扰等效模型,给出了完整建模流程,详细分析了尾流场的特性,并通过 CFD 方法和所建等效模型对双机多个相对位置的气动干扰量进行对比,验证该等效方法在工程上的实用性。最后,基于该方法,给出了母机尾流区内的附加气动力分布云图,可为空中对接航迹规划提供准确直观的参考。

1 气动干扰建模

1.1 CFD 数值方法

控制方程为任意坐标系 (ξ, η, ζ) 下守恒型的 Euler/N-S 方程组^[15-16],具体表达式为

$$\begin{cases} \frac{\partial \hat{Q}}{\partial \tau} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \zeta} = \text{NVIS} \cdot \left(\frac{\partial \hat{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}_v}{\partial \zeta} \right) \\ \hat{Q} = Q/J \\ \hat{E} = (\xi_x Q + \xi_x E + \xi_y F + \xi_z G)/J \\ \hat{E}_v = (\xi_x E_v + \xi_y F_v + \xi_z G_v)/J \\ \hat{F} = (\eta_x Q + \eta_x E + \eta_y F + \eta_z G)/J \\ \hat{F}_v = (\eta_x E_v + \eta_y F_v + \eta_z G_v)/J \end{cases} \quad (1)$$

式中: J 为坐标变换的雅可比; Q 为直角坐标系下的守恒变量; E 、 F 、 G 和 E_v 、 F_v 、 G_v 分别为直角坐标系下的无黏通量和黏性通量;NVIS 为黏性开关,当 NVIS 取 0 时为欧拉方程,当 NVIS 取 1 时为

Navier-Stokes (N-S)方程。

采用有限体积法对上述控制方程进行离散。得到的离散方程组

$$\left\{ \begin{aligned} & \frac{V}{\Delta\tau} \delta \mathbf{Q} + \omega \left[\frac{\partial}{\partial \xi} (A \delta \mathbf{Q}) + \frac{\partial}{\partial \eta} (B \delta \mathbf{Q}) + \right. \\ & \quad \left. \frac{\partial}{\partial \zeta} (C \delta \mathbf{Q}) \right] = \text{RHS} \\ & \text{RHS} = - \left(\frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \zeta} \right)^{(n)} + \text{NVIS} \cdot \\ & \quad \left(\frac{\partial \hat{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}_v}{\partial \zeta} \right)^{(n)} \end{aligned} \right. \quad (2)$$

式中: A 、 B 、 C 分别是3个方向的对流通量对 $\mathbf{Q}$ 的雅可比矩阵; $\delta \mathbf{Q} = \mathbf{Q}^{(n+1)} - \mathbf{Q}^{(n)}$; $V=1/J$; $\omega=1$ 代表时间方向一阶精度, $\omega=1/2$ 代表时间方向二阶精度。

对于上述方程,左端项求解采用上下对称高斯-赛德尔(Lower-upper symmetric Gauss-Seidel, LU-SGS)分解方法,右端项求解采用单调上游中心守恒律-Roe (Monotonic upstream-centered scheme for conservation Laws-Roe, MUSCL-Roe) 型格式,湍流模型采用SST两方程模型。剪切应力传输(Shear stress transfer, SST)模型不仅具有较好的稳定性,计算精度也比较高。为了加快流的收敛速度,采用多重网格方法来加速流场收敛。

为了验证气动模型的有效性,需要使用CFD计算子机在母机尾流场中不同位置处时所受的附加气动力和附加气动力矩。因此,本文采用重叠网格方法^[17-18],分别划分母机和子机的网格。计算子机不同位置时只需要移动子网格的位置即可,大大提高了CFD的计算效率。

1.2 等效气动效应法

1.2.1 尾流引起的附加力和力矩计算

飞机运动过程中的风扰动要求速度作用于飞机重心,梯度沿飞机机体坐标系线性分布。为了使尾流模型能够应用于飞机运动方程,可以把尾流对子机的作用效果作为一个整体效应考虑,即通过求出尾流作用在子机上的等效速度和等效梯度,求得子机在母机尾流作用下产生的附加气动力和力矩。

由飞行力学可知,阻力可以分为零升阻力和诱导阻力之和。零升阻力包括压差阻力、摩擦阻力、零升波阻等;诱导阻力也称升致阻力,是法向力在来流方向的一个分量,由飞行器攻角产生。计算分析表明,诱导阻力近似与飞行器的迎角平方成正比,因此对于大多数飞行器而言,阻力系数可以表示为

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} = C_{D0} + \frac{\partial C_D}{\partial \alpha^2} \alpha^2 \quad (3)$$

式中: C_{D0} 为零升阻力; C_{Di} 为诱导阻力。由于子机处于母机的尾流中,其有效迎角发生了改变。假设由于母机的影响使得子机的有效迎角变化量为 $\Delta\alpha$,那么此时子机的阻力可表示为

$$\tilde{C}_D = C_{D0} + \tilde{C}_{Di} = C_{D0} + \frac{\partial C_D}{\partial \alpha^2} (\alpha + \Delta\alpha)^2 \quad (4)$$

因此,两者相减可以得到子机相比于无尾流干扰时的增量 ΔC_D 为

$$\Delta C_D = -2 \frac{\partial C_D}{\partial \alpha^2} \alpha_0 \Delta\alpha = -2 \frac{\partial C_D}{\partial \alpha^2} \alpha_0 w_w / V \quad (5)$$

式中: w_w 为等效下洗速度; $\frac{\partial C_D}{\partial \alpha^2}$ 为与飞行器相关的动导数。因此,只要单独计算子机在不同迎角下的阻力以及在母机下的等效下洗速度,就可以得到子机在母机尾流场下的附加阻力。类似地,其他力和力矩附加量均可由此推导得到

$$\Delta C_L = -C_{L\alpha} w_w / V + C_{Lp} q_w c / (2V) \quad (6)$$

$$\Delta C_Y = -C_{Y\beta} v_w / V + C_{Yp} p_w b / (2V) - C_{Yr} r_w b / (2V) \quad (7)$$

$$\Delta C_l = - \left(C_{l\beta} + \frac{\partial C_{l\beta}}{\partial \alpha} \alpha_0 \right) + C_{lp} p_w b / (2V) + \left(C_{lr0} + \frac{\partial C_{lr}}{\partial \alpha} \alpha_0 \right) r_w b / (2V) \quad (8)$$

$$\begin{cases} \Delta C_m = -C_{m\alpha} w_w / V + C_{mq} q_w c / (2V) \\ \Delta C_n = -C_{n\beta} v_w / V + C_{np} p_w b / (2V) + C_{nr} r_w b / (2V) \end{cases} \quad (9)$$

式中: $C_{Y\beta}$ 、 C_{Yr} 、 $C_{Y\alpha}$ 、 C_{Lp} 、 $C_{l\beta}$ 、 C_{lp} 、 C_{lr0} 、 $\frac{\partial C_{l\beta}}{\partial \alpha}$ 、 $\frac{\partial C_{lr}}{\partial \alpha}$ 等均为与飞行器相关的动导数;本文采用基于准定常CFD方法计算获得^[19]; v_w 为等效侧洗速度; p_w 为等效滚转角速度; q_w 为等效俯仰角速度; r_w 为等效偏航角速度。等效气动模型的关键就是得到这些等效物理量。

1.2.2 等效原则

等效气动效应法的基本原则^[20-22]如下。

(1)根据合理简化原则,将气动翼面作为尾流影响的主要对象,忽略机身的影响。例如计算等效下洗速度时,将机翼和平尾作为主要作用面;计算等效偏航角速度时,将垂尾作为主要作用面。

(2)采用逐点积分法和加权平均法计算等效速度和等效角速度。

1.2.3 计算等效速度

所谓等效速度,就是指翼面在该速度下产生的附加作用力 ΔF_{eq} ,等于翼面微元上的扰动速度所产生的附加作用力在全翼面上的积分 ΔF 。飞机翼面气动力表达式为

$$F = \frac{1}{2} \rho V^2 \int C_{L\alpha} \alpha_s ds \quad (10)$$

式中: $C_{L\alpha}$ 为翼面微元 ds 的局部迎角升力系数; α_s 为微元 ds 的局部迎角, 可以用扰动速度近似表示

$$\alpha_s = V_s / V \quad (11)$$

近似认为各翼面微元的局部迎角升力系数相等, 此时扰动速度产生的附加作用力 ΔF 可以表示为

$$\Delta F = \frac{1}{2} \rho V C_{L\alpha} \int V_s ds \quad (12)$$

而由等效速度产生的附加气动力 ΔF_{eq} 可表示为

$$\Delta F_{eq} = \frac{1}{2} \rho V C_{L\alpha} V_{eq} ds \quad (13)$$

那么由 ΔF 和 ΔF_{eq} 相等可推导得到等效速度为

$$V_{eq} = \frac{1}{s} \int V_s ds \quad (14)$$

等效速度分为等效下洗速度和等效侧洗速度。以计算等效下洗速度为例, 根据以上推导可知: 等效下洗速度等于所有对下洗有贡献的翼面下洗速度效果总和除以所有翼面面积之和。对于常规飞机来说, 对下洗贡献最大的主要为机翼和平尾, 因此下洗速度可以表示为

$$w_w = (EL_w + EL_e) / WEL \quad (15)$$

式中: EL_w 为机翼下洗速度效果, EL_e 为平尾下洗速度效果, WEL 为机翼和平尾的面积之和。 EL_w 和 EL_e 可以通过对各翼面微元在尾流场所在位置处的下洗速度在整个翼面上进行积分求得。类似地, 可以计算出等效侧洗速度 v_w 。

1.2.4 计算等效角速度

等效角速度的核心思想是具有单位角速度的飞机可以等效为单位风梯度分布的扰动速度作用下的飞机。等效角速度分为等效俯仰角速度、等效偏航角速度和等效滚转角速度。以等效滚转角速度为例。如图1所示, 当单位滚转角速度 ω 为1时, 由速度与角速度关系可知, 飞机机翼不同截面上的速度量值等于该截面距原点的半径。因此, 只要飞机几何

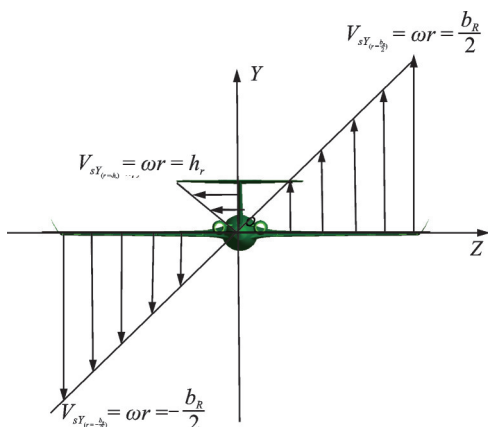


图1 具有单位滚转角速度时的风梯度

Fig.1 Wind gradient with unit rolling angular velocity

外形确定, 便可直接获得其单位角速度下的速度梯度(风梯度), 进而求得对应的力矩效果, 并以此作为角速度衡量标准。已知单位角速度的力矩效果, 且扰动速度的力矩效果可以求得, 那么用扰动速度产生的合力矩除以单位角速度产生的力矩, 就可轻易获得扰动速度对应的角速度, 即等效角速度。

与气动力类似, 扰动速度产生的合力矩可表示为

$$\Delta M = \frac{1}{2} \rho V C_{L\alpha} \int V_s L_s ds \quad (16)$$

式中 L_s 为扰动速度所产生的力所作用的力臂。那么单位风梯度分布的扰动速度产生的力矩可以表示为

$$\Delta M_{UG} = \frac{1}{2} \rho V C_{L\alpha} \int V_{UG} L_s ds \quad (17)$$

由此可得, 等效角速度为

$$p_w = \frac{\Delta M}{\Delta M_{UG}} = \frac{\int V_s L_s ds}{\int V_{UG} L_s ds} \quad (18)$$

同样地, 可以计算出等效俯仰角速度 q_w 和等效滚转角速度 r_w 。

1.3 气动干扰模型仿真流程

图2给出了基于CFD加等效气动效应法的气动干扰模型仿真流程。气动干扰模型主要包含两个模块。(1)相关数据输入模块。主要包含3部分: ①对不同来流状态的母机进行数值模拟, 并对其进行标准化处理, 便于后续插值使用; ②根据合理简化原则将子机简化, 并提取相关参数, 传递到等效速度和等效角速度计算模块; ③对子机进行数值模拟, 获取相关气动力系数, 传递到附加气动力和气动力矩计算模块。(2)附加气动力和力矩计算模块。根据给定的子机质心位置, 对简化模型在流场中积分, 并根据第(1)个计算模块的输入得到此时子机的等效速度和角速度, 进而求解出子机受到的附加气动力和气动力矩。

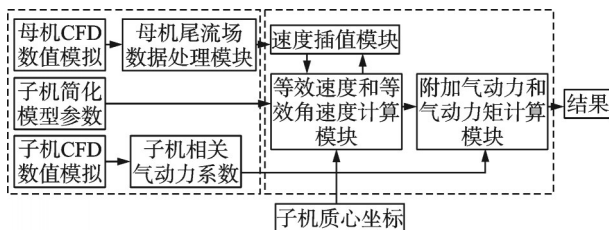


图2 基于CFD+等效气动效应法的气动干扰模型流程图
Fig.2 Flow chart of aerodynamic interference model based on the CFD+ equivalent aerodynamic effect method

2 仿真结果对比

2.1 计算模型

计算时采用重叠网格方法, 对母机和子机分别

生成网格。计算区域采用结构网格划分,母机网格量约4 000万,子机网格量约1 000万,为保证重叠网格插值精度和母机尾流速度场精度,对母机后方区域进行加密处理。

2.2 母机尾流场分析

计算给定的来流条件:马赫数0.2、高度2 000 m、迎角 0° 。母机后方不同距离处的涡量分布如图3所示。从图3中可以看到,流场中涡主要分布在机翼、平尾、垂尾后方,这些区域内流场变化比较剧烈。平尾翼尖后方会出现翼尖涡,在母机后方35 m之后,尾涡逐渐消散。

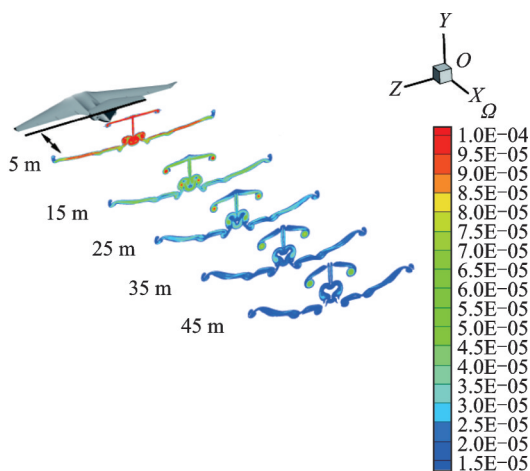
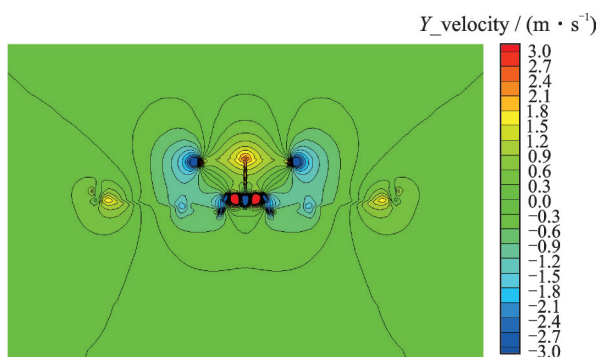


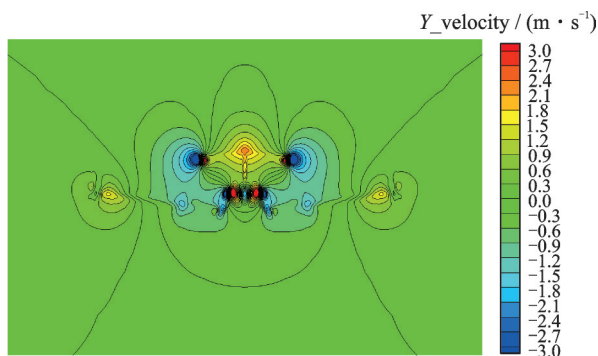
图3 母机后方不同位置处涡量分布图

Fig.3 Vorticity distribution at different positions behind the mother aircraft

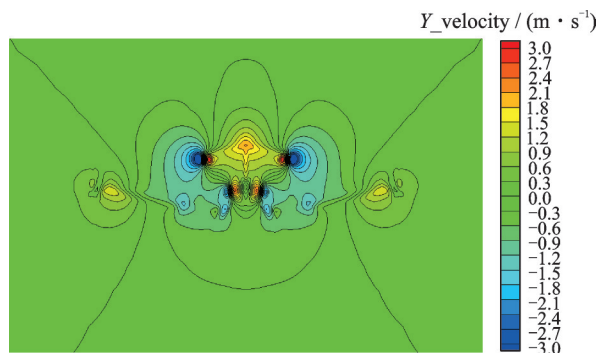
图4给出了母机后方不同位置处下洗速度分布。从图4中可以看到母机机身正后方和平尾翼



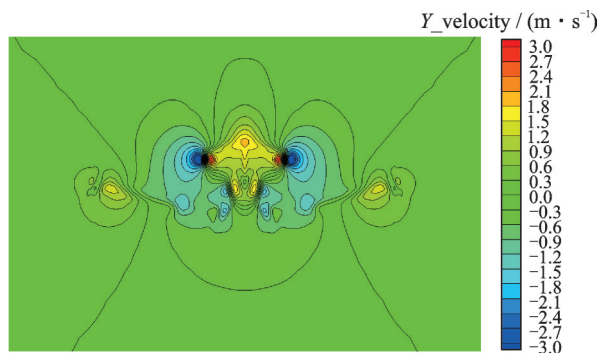
(a) 5 m behind the aircraft



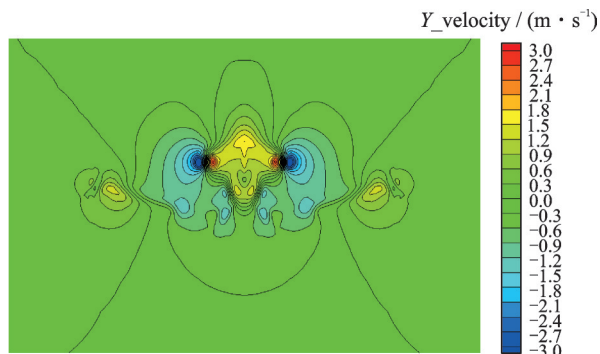
(b) 15 m behind the aircraft



(c) 25 m behind the aircraft



(d) 35 m behind the aircraft



(e) 45 m behind the aircraft

图4 母机后方不同位置处下洗速度分布云图

Fig.4 Downwash speed distribution diagrams at different positions behind the aircraft

尖下方下洗速度变化比较剧烈,由于存在翼梢小翼,机翼翼尖处下洗速度相对比较平缓。在距平尾35 m处,机身的影响逐渐消散,平尾翼尖后的下洗速度变化依然比较剧烈。

2.3 气动干扰等效模型与CFD仿真对比讨论

根据1.2.2节等效原则,将子机等效为仅考虑机翼、平尾和垂尾影响的等效模型,如图5所示。对该等效模型采用逐点积分法和加权平均法计算等效速度和等效角速度,进而快速得到子机的附加气动力和力矩。

为了验证本文建立的等效模型的有效性,选择不同位置、不同迎角下的结果进行对比。其中一组模型质心处于机后15 m处,沿Z轴展向分布,分别取0.0、2.0、4.2、6.6和9.0 m,纵向高度与母机一致;另外一组分布在机身后方中轴线不同距离处,位置分别取母机后3、10、17和24 m,对应至网格坐标系

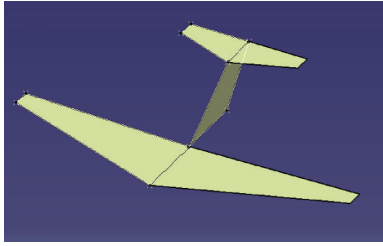


图 5 子机外形等效模型

Fig.5 Equivalent model of child aircraft

下的 X 轴坐标分别为 18、25、32 和 39 m, 纵向高度与母机一致, 如图 6 所示。

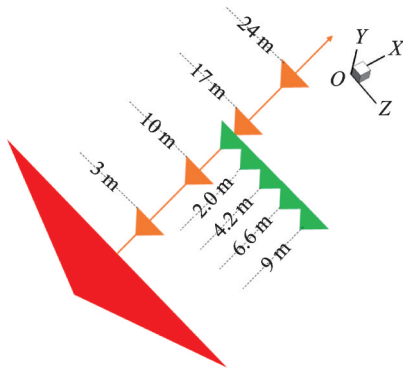
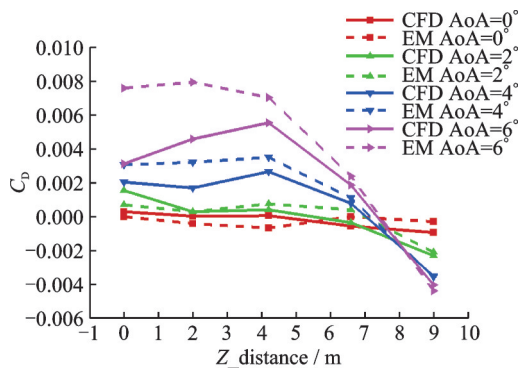


图 6 验证算例的子母机相对位置

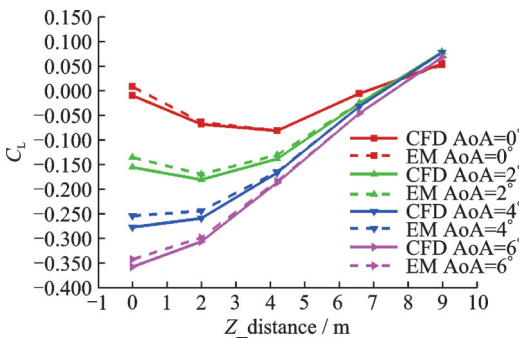
Fig.6 Relative position between small aircraft and parent aircraft for verification case

2.3.1 展向不同位置处结果对比

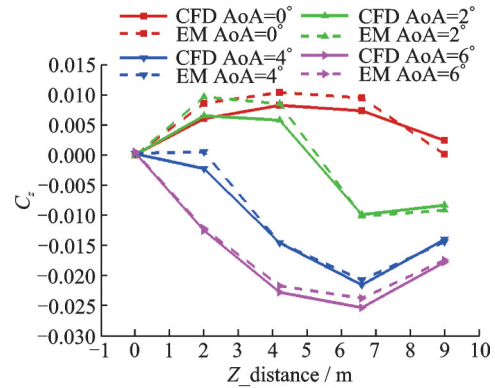
图 7 给出了展向不同位置、不同迎角下 CFD 计算结果与等效模型的对比结果, 其中 EM 代表等效模型。从图 7 可以看到, 迎角较小时, 子机在展向不同位置受到的附加阻力均比较小。随着迎角



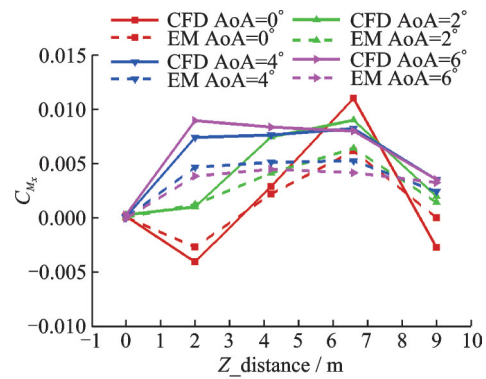
(a) Additional drag coefficient



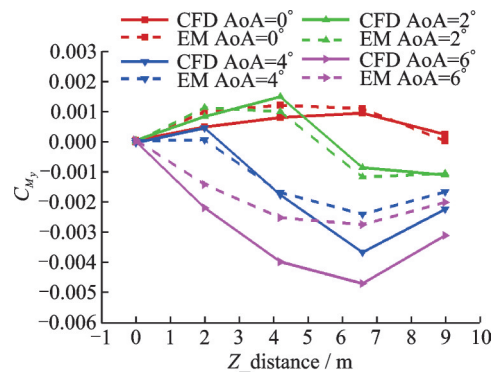
(b) Additional lift coefficient



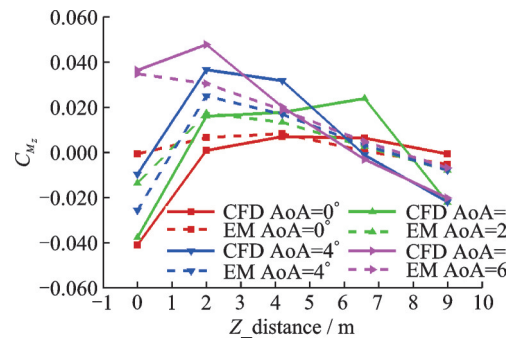
(c) Additional lateral force coefficient



(d) Additional roll torque coefficient



(e) Additional yaw moment coefficient



(f) Additional pitching moment coefficient

图 7 Z 方向不同位置处 CFD 与气动干扰模型结果对比

Fig.7 Comparison of CFD and aerodynamic interference model results at different positions in Z direction

增大, 子机受到的附加阻力也增大, 在翼尖后方的阻力方向与其他位置相反。等效模型的结果与 CFD 结果比较接近, 也能够较好的预测处阻力系数变化趋势。对于附加升力系数, 小迎角下其沿 Z 轴变化趋势为先减小后增大。随着迎角增大, 趋势变为沿着 Z 轴逐渐增大。等效模型的结果与 CFD 计

算结果基本吻合,等效模型也能够预测其变化趋势。对于附加侧向力系数,不同迎角下沿 Z 方向的变化趋势也不同,等效模型的结果和变化趋势与CFD结果吻合得很好。对于附加滚转力矩系数,等效模型的计算结果与CFD结果趋势基本一致,但是等效模型的计算结果偏小。对于附加偏航力矩系数,不同迎角下沿 Z 方向的变化趋势与附加侧向力系数比较类似,等效模型得到的变化趋势与CFD基本一致。在小迎角下两者的结果也比较吻合,大迎角下存在一些差异。对于附加俯仰力矩系数,在 $Z=0$ 处时,等效模型的结果比较差。通过前面对母机尾流场的分析,在对称面处,尾流的下洗速度变化比较剧烈,可能导致此处附加俯仰力矩系数预测较差。在 Z 方向其他位置等效模型的结果与CFD计算结果比较接近。

2.3.2 轴向不同位置处结果对比

图8给出了轴向不同位置、不同迎角下CFD计算结果与等效模型的对比结果。从图8可以看

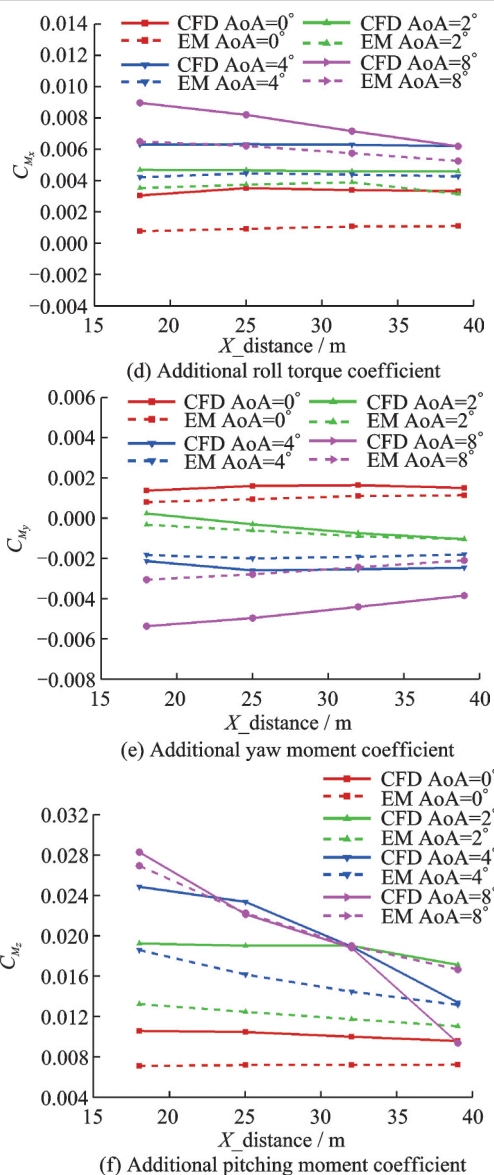
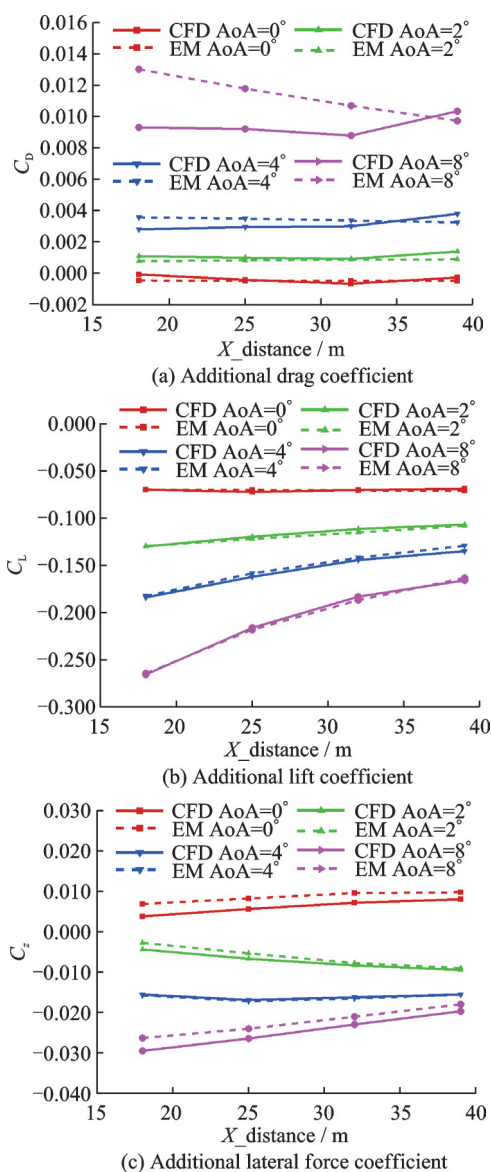


图8 X 方向不同位置处CFD与气动干扰模型结果对比
Fig.8 Comparison of CFD and aerodynamic interference model results at different positions in X direction

到,迎角较小时,子机在 X 方向不同位置受到的附加阻力均比较小。随着迎角增大,子机受到的附加阻力也增大,等效模型的结果与CFD结果比较接近。对于附加升力系数,小迎角下其沿 X 轴变化较小。随着迎角增大,沿着 Z 轴逐渐增大,等效模型的结果和变化趋势与CFD计算结果吻合很好。对于附加侧向力系数,不同迎角下沿 X 方向的变化趋势也不同,等效模型的结果和变化趋势与CFD结果吻合的很好。对于附加滚转力矩系数,等效模型的计算结果与CFD结果趋势基本一致,等效模型的计算结果偏小,尤其是迎角 0° 状态下等效模型的数值只有CFD结果的 $1/3$ 。对于附加偏航力矩系数,不同迎角下沿 X 方向的变化趋势与附加侧向力系数比较类似,等效模型得到的变化趋势与CFD基本一致。在小迎角下两者的结果也比较吻合,大迎角下存在些差异。对于附加俯仰力矩系数,沿着

X轴方向,小迎角下变化较小,大迎角下随着X轴距离增加逐渐减小,等效模型得到的变化趋势与CFD结果一致,其结果与CFD也基本一致。

2.3.3 计算效率和精度讨论

本文在等效模型建模过程中,无需进行大量的CFD计算,对于子机在母机某一固定速度下受到的尾流干扰,建模时仅需进行1次母机单独的CFD仿真,获取其尾流场即可。而对于子机,在实际工程上,通常在考虑双机气动干扰前,已具备子机相应的气动数据库,此时可充分利用其气动数据库获取等效建模所需的相关数据。即便先期无相关气动数据库,在等效建模过程中,计算量也相对较少。以本文算例为例,母机网格量为4 000万,子机网格量为1 000万。若采用纯CFD方法计算某飞行速度下,双机在50个不同相对位置、子机在5个不同迎角姿态下飞行时的气动干扰,共需计算250次5 000万网格量的CFD计算,而等效方法仅需1次4 000万网格量的CFD计算和5个1 000万网格量的CFD计算,计算量大幅减小。此外,采用等效方法无需对双机不同位置的工况进行大量繁琐的网格前处理。因此,采用等效方法进行双机干扰计算的效率远高于单纯的CFD方法。

图9给出了子机的舵效特性,结合图7、8所示的附加气动特性分析可以看出,尽管等效模型对于力矩预测的结果在部分位置与CFD结果有一定差

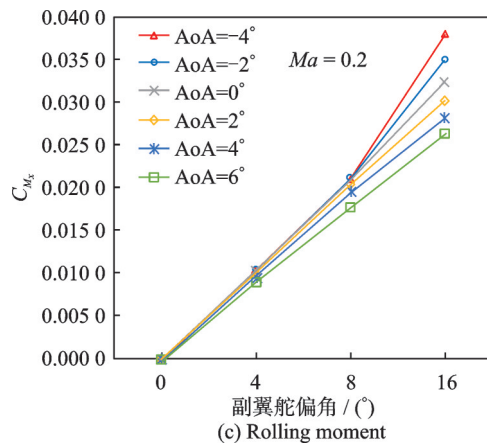


图9 子机舵效特性

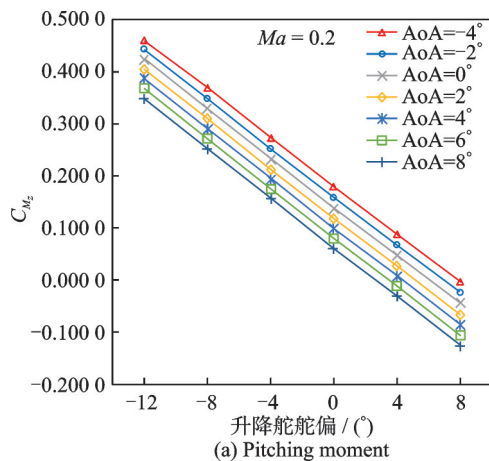
Fig.9 Steering qualities of child aircraft

异,但该差异相对于子机舵效而言相对较小,完全在有效舵偏配平范围内,不会影响子机的稳定性。以图7(f)所示的附加俯仰力矩特性为例,在 $Z=0$ 位置预测结果和CFD计算结果误差较大,达0.04。分析图4的流场可知,该位置处于发动机和机身的共同影响区内,附近的流动比较复杂,因此预测的精度较差。而由图9(a)俯仰舵效可知,升降舵偏转 1° 的舵效为0.024,因此该误差引起的舵偏配平在 2° 以内,完全在可用舵偏范围内,因此不会对子机产生较大的稳定性影响。

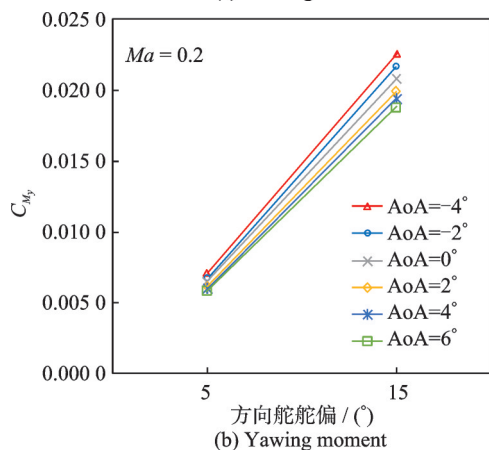
基于等效模型进行预测时,气动力预测精度较高,而力矩略差,主要与建模过程中对子机外形的等效方式、子机的动导数特性等有关。本文在等效建模时,为建模简便以及减少计算量,仅对翼面进行了等效,忽略子机机身和发动机等的影响。主要目的是通过等效方法,对子机处于母机尾流空间区域内所受到的气动干扰有较为准确的全局把握,从而支撑工程上的快速决策。此外,在等效角速度计算过程中,使用的动导数为采用工程方法近似取得的,具有一定误差,对预测误差也造成一定影响。在其他工程应用中,若子机先期的气动数据库中具备精度较高的动导数,可进一步提高模型预测的精度。

2.4 基于气动干扰模型的附加气动力预测

采用本文建立的双机气动干扰模型,对位于母机后7 m范围内不同位置的等效速度和等效角速度进行计算,得到的结果如图10所示。从图10中可以看到,母机左右两侧的等效速度和等效角速度基本呈对称分布;等效下洗速度在对称面附近达到最大值,约1.5 m/s,在翼尖处与机翼处方向相反;等效侧洗速度在机后下方2 m、上方4 m范围内较大,其他位置处较小;等效俯仰角速度的分布与等效下洗速度较为相似;等效偏航角速度的分布与等效侧洗速度较为相似;等效滚转角速度在母机上方、对称面附近较大,在其他位置较小。



(a) Pitching moment



(b) Yawing moment

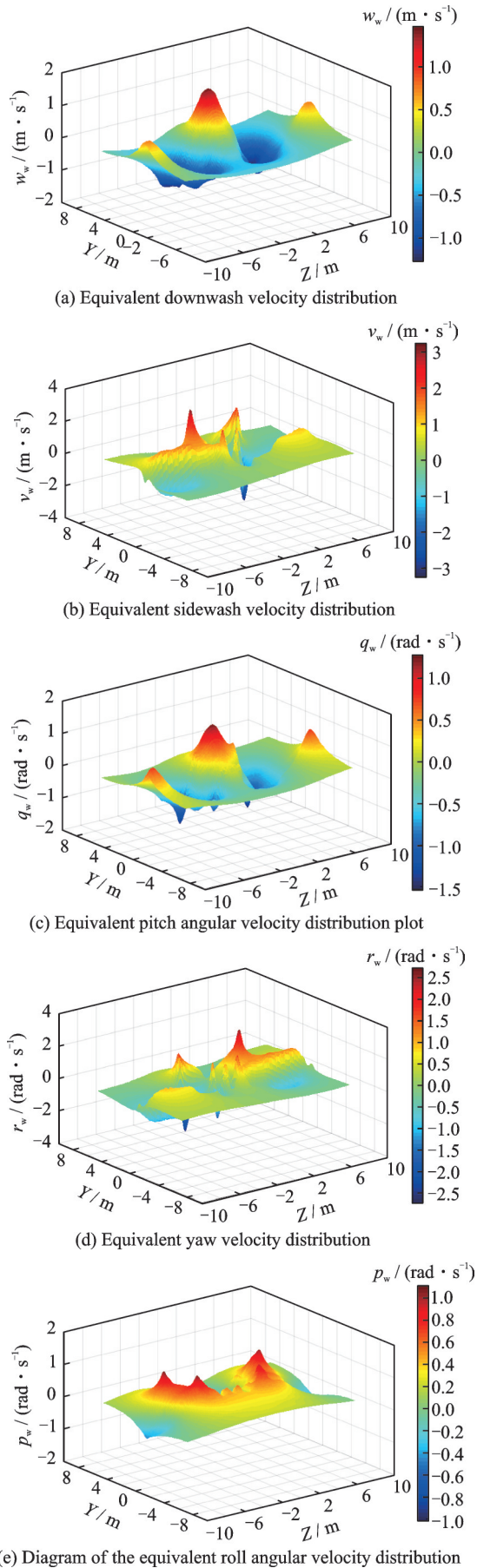


图10 机后7 m处不同位置等效速度和等效角速度分布图
Fig.10 Equivalent velocity and angular velocity distribution diagrams at different positions at 7 m behind the machine

母机后7 m范围内不同位置的附加力和力矩分布如图11所示。从图11中可以看到,附加阻力

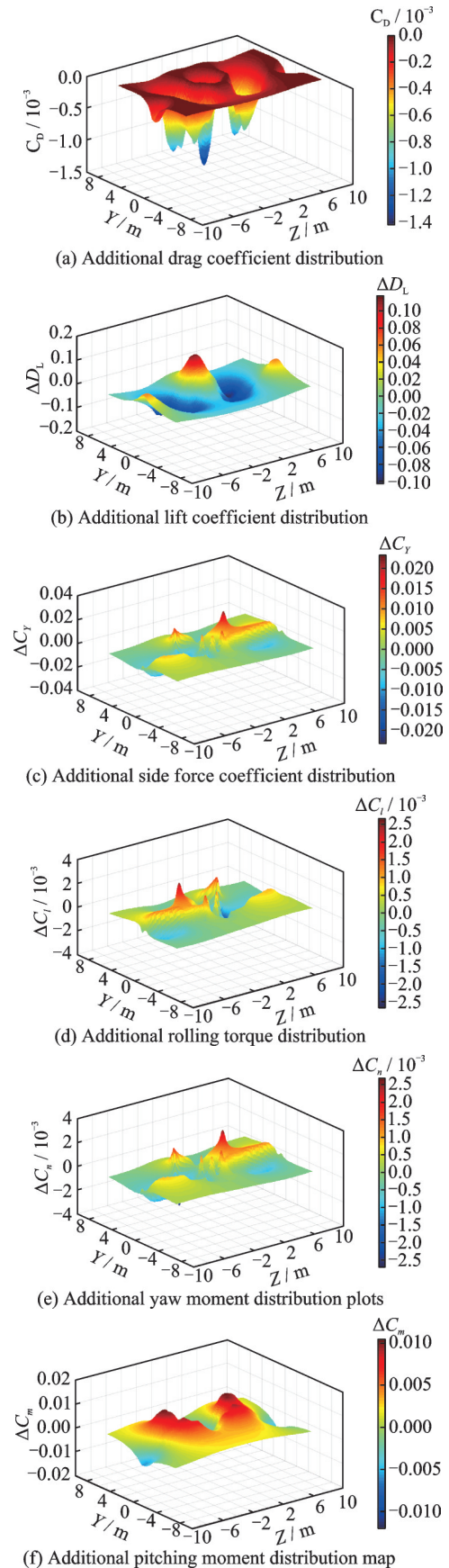


图11 机后7 m处不同位置附加力和力矩分布图
Fig.11 Diagrams of additional force and torque distribution at different positions at 7 m behind the machine

系数、附加滚转力矩系数和附加偏航力矩系数数量级较小;对于附加升力,在母机对称面下方 4 m 附近,附加升力系数最大,约为 0.1。此外,在竖向距离 4 m 附近附加升力系数变化较大,对称面附近的变化最为剧烈。对于附加侧力系数,其整体分布趋势与附加升力系数分布基本一致,在竖向距离 4 m 附近时变化较大,其他位置处变化相对较小;对于附加俯仰力矩系数,在横向 $-4\sim 4$ m 范围内变化比较剧烈,最大值约为 0.01,对称面附近和横向距离 4 m 处的附加俯仰力矩系数符号相反。

3 结 论

针对双机飞行过程中母机尾流对子机引起的扰动问题,本文采用 CFD 方法和等效气动效应法相结合的方式建立了双机气动干扰模型,为了对该方法的有效性和准确性进行验证,采用 CFD 方法和等效模型方法对不同位置、不同迎角下子机受到的附加气动力和力矩进行计算,得到的结果如下。

(1) 采用等效模型得到的不同状态下子机附加阻力系数、附加升力系数和附加侧向力系数的变化趋势和数值与 CFD 结果吻合的很好;采用等效模型得到的不同状态下子机附加偏航力矩系数在小迎角下与 CFD 结果的趋势和数值比较吻合,在大迎角下存在一定差异;附加俯仰力矩系数和附加滚转力矩系数的变化趋势与 CFD 基本一致。

(2) 尽管等效模型一经建立后虽然只适用于给定外形的飞机,普适性有一定局限,但如果只改变母机外形,仅需重新计算 1 次母机的尾流场;若只改变子机外形,只需要获取子机少数的气动特性。因此,重新构建等效模型的代价相对较小,对于工程计算仍是高效的。

(3) 总体来看,本文建立的气动干扰等效模型能够较为准确地预测母机对子机气动特性的影响。但由于诸如附加力矩计算过程中依赖的动导数采用工程算法所带来的误差累积等原因,使得子机附加力矩的预测精度受到一定影响。

(4) 采用等效法,可快速获得母机后方所需的整个空间的干扰气动力,有利于对母机后方气动干扰进行全局把握,便于进行子机安全路径规划。基于本文建立的双机气动干扰模型能够空中加油和无人机回收过程中为子机的控制律设计和路径规划方面提供帮助。

参考文献:

[1] 魏志强,屈秋林,刘薇,等.飞机尾涡流场参数的仿真计算方法研究综述[J].空气动力学学报,2019,37(1):33-42.

WEI Zhiqiang, QU Qiulin, LIU Wei, et al. A review of simulation and calculation methods for aircraft tail vortex field parameters[J]. Chinese Journal of Aerodynamics, 2019, 37(1): 33-42.

[2] NALEPKA J, HINCHMAN J. Automated aerial refueling: Extending the effectiveness of UAVs[C]// Proceedings of AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. San Francisco, USA: Virginia: AIAA, 2005: 6005.

[3] 陈学义,何庆,姜勇,等.无人机回收技术及其发展[J].飞航导弹,2011(4):79-82.

CHEN Xueyi, HE Qing, JIANG Yong, et al. UAV recovery technology and its development[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2011(4): 79-82.

[4] 钟德星,李永强,李严桢.无人机自主空中加油技术现状及发展趋势[J].航空科学技术,2014,25(5):1-6.

ZHONG Dexing, LI Yongqiang, LI Yanrui. State-of-the-art and tendency of autonomous aerial refueling technologies for unmanned aerial vehicles[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(5): 1-6.

[5] 阎超,于剑,徐晶磊,等.CFD模拟方法的发展成就与展望[J].力学进展,2011,41(5):562-589.

YAN Chao, YU Jian, XU Jinglei, et al. On the achievements and prospects for the methods of computational fluid dynamics[J]. Advances in Mechanics, 2011, 41(5): 562-589.

[6] FUJII K. Progress and future prospects of CFD in aerospace: Wind tunnel and beyond[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2005, 41(6): 455-470.

[7] BLOCKEN B. 50 years of computational wind engineering: Past, present and future[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2014, 129: 69-102.

[8] JACKSON D, TYLER C, BLAKE W. Computational analysis of air-to-air refueling[C]//Proceedings of the 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Miami, Florida, Reston, USA: AIAA, 2007: 4289.

[9] KATZ J. Aerodynamic aspects of unmanned aerial vehicle aerial refueling[J]. Journal of Aircraft, 2017, 54(6): 2311-2316.

[10] CAVALLO P A, O'GARA M R, SHIPMAN J D. Low-order response surface model for simulating wake interference in aerial refueling[J]. Journal of Aircraft, 2019, 56(5): 1783-1793.

[11] DOGAN A, VENKATARAMANAN S, BLAKE W. Modeling of aerodynamic coupling between aircraft in close proximity[J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(4): 941-955.

[12] 李大伟,王宏伦.自动空中加油阶段加油机尾涡流场建模与仿真[J].北京航空航天大学学报,2010,36(7):776-780,797.

- LI Dawei, WANG Honglun. Wake vortex effect modeling and simulation in automated aerial refueling[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(7): 776-780, 797.
- [13] 李宏图, 黄安祥, 贾荣珍, 等. 空中加受油仿真中尾流扰动的建模与仿真[J]. 系统仿真学报, 2008, 20(4): 1020-1023.
- LI Hongtu, HUANG Anxiang, JIA Rongzhen, et al. Model and simulation of wake interference in air-to-air refueling flight simulation[J]. Journal of System Simulation, 2008, 20(4): 1020-1023.
- [14] 徐跃鉴, 董新民, 陈博. 近距编队飞行气动影响建模与分析[J]. 飞行力学, 2008, 26(6): 14-18.
- XU Yuejian, DONG Xinmin, CHEN Bo. Modeling and analysis of aerodynamic effects in close formation flight[J]. Flight Dynamics, 2008, 26(6): 14-18.
- [15] 王运涛, 孟德虹, 孙岩, 等. CRM-WB风洞模型高阶精度数值模拟[J]. 航空学报, 2018, 39(4): 121642.
- WANG Yuntao, MENG Dehong, SUN Yan, et al. High-order numerical simulation of CRM-WB wind tunnel model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(4): 121642.
- [16] 李伟, 王运涛, 洪俊武, 等. 采用 TRIP3.0 模拟 CHN-T1 模型气动特性[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(2): 272-279.
- LI Wei, WANG Yuntao, HONG Junwu, et al. Aerodynamic characteristics simulation of CHN-T1 model with TRIP3.0[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(2): 272-279.
- [17] 洪俊武, 李伟, 岳皓, 等. 超大规模结构网格CFD数值模拟的初步研究[J]. 航空学报, 2024, 45(20): 213-234.
- HONG Junwu, LI Wei, YUE Hao, et al. Preliminary study on CFD numerical simulation of ultra large scale structural grids[J]. Acta Aeronautica Sinica, 2024, 45(20): 213-234.
- [18] 王文, 阎超, 袁武, 等. 鲁棒的结构网格自动化重叠方法[J]. 航空学报, 2016, 37(10): 2980-2991.
- WANG Wen, YAN Chao, YUAN Wu, et al. A robust and automatic structured overlapping grid approach[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(10): 2980-2991.
- [19] 孙智伟, 程泽荫, 白俊强, 等. 基于准定常的飞行器动导数的高效计算方法[J]. 飞行力学, 2010, 28(2): 28-30.
- SUN Zhiwei, CHENG Zeyin, BAI Junqiang, et al. A high efficient method for computing dynamic derivatives of aircraft based on quasi-steady CFD method[J]. Flight Dynamics, 2010, 28(2): 28-30.
- [20] 王海涛, 董新民. 空中加油动力学与控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 2016.
- WANG Haitao, DONG Xinmin. Dynamics and control of aerial refueling[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2016.
- [21] 陈博, 董新民, 徐跃鉴, 等. 加油机尾流场建模与仿真分析[J]. 飞行力学, 2007, 25(4): 73-76.
- CHEN Bo, DONG Xinmin, XU Yuejian, et al. Modeling and simulation of the tanker's wake field[J]. Flight Dynamics, 2007, 25(4): 73-76.
- [22] 刘娇龙, 薛建平, 董新民, 等. 基于尾流数值模拟的受油机气动影响建模研究[J]. 飞行力学, 2014, 32(5): 389-393.
- LIU Jiaolong, XUE Jianping, DONG Xinmin, et al. Research on aerodynamic effect modelling of receiver based on numerical simulation of wake vortex[J]. Flight Dynamics, 2014, 32(5): 389-393.

(编辑:张蓓)