受油机构型的尾涡危险区域影响 分析



王玉琰,肖峰,刘峰博,张文豪,梁益华

航空工业西安航空计算技术研究所 航空气动数值模拟重点实验室, 陕西 西安 710065

摘 要:受油机的稳定性和安全性是无人机自主空中加油技术实施的关键问题。为成功实现受油机自主对接技术,需要对 加油机后的尾涡危险区域进行划分。本文以受油机的滚转力矩系数作为尾涡遭遇危险性判据,划分加油机后的尾涡危险区 域。在计算滚转力矩系数时,针对不同的机翼形状选择不同的弦长分布简化公式,并根据尾涡遭遇提出三种机翼形状的升 力线斜率修正公式,使用条带状法进行积分运算。以自身副翼所能提供的最大滚转阻尼力矩的50%作为安全阈值来划分 危险区和安全区,建立尾涡危险区域划分准则。在飞机参数完全一致的前提下,分析不同受油机的机翼形状对危险区域面 积的影响,以及梯形机翼有无后掠角对危险区域面积的影响。再分析不同机型的受油机在大型运输机标模(CRM)加油机 后的危险区域范围和危险程度,发现大型受油机的危险区域范围大,危险程度低,且几乎不受平尾涡的影响;而中小型受油 机的危险区域范围小,且危险程度高,在加油机后1/2翼展距离内还会受到平尾涡的影响。本文通过对不同受油机构型的 尾涡危险区域进行划分,为自主空中加油技术的实施提供了技术支持和理论依据。

关键词:尾涡遭遇;滚转力矩系数;弦长分布公式;升力线斜率;条带状法;危险区域

中图分类号:V211.3

文献标识码:A

空中加油是实际作战时的一项重要活动,该技术的运 用对于现代战争中的空中力量具有十分重要的意义。它能 够延长战斗机航行半径,使其能够在不返回的前提下执行 更远距离的任务,保持其持续的作战能力^[1-2]。在空中加油 过程中,当受油机位于加油机尾涡流场里时,可能会出现抖 动、下沉、上仰、偏航、滚转等强烈的姿态变化,严重时甚至 会危及受油机安全,因此对尾流影响下的受油机气动特性 变化进行分析,以及划分受油机在加油机后的危险区域,为 受油机设计对接安全路线提供指导,具有非常重要的意义。

针对有人机的空中加油技术,专家学者对加油机尾涡 的演化规律以及在尾流影响下受油机气动特性变化开展了 一系列研究^[3-6]。而中小型无人机由于其尺寸和重量相对 较小,更容易受到周围气流的影响,尤其是尾涡的影响。这 是由于每架飞机在飞行过程中都会产生一对尾涡,其影响 范围可能达到机后几千米,如果此时后面有相对重量较轻 的无人机穿过尾涡,可能会受其影响出现滚转,这是一个尾

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2025.02.003

涡遭遇的飞行安全问题。

关于飞机尾涡遭遇危险性分析已经有很多相关研究, 主要是通过滚转力矩系数或滚转角速度来量化风险。目前 专家学者的研究多是通过尾涡模型得出加油机的尾涡环量 来计算滚转力矩系数,使用数值模拟的结果来计算滚转力 矩系数的研究较少。Visscher等^[7]基于各种简化假设,建立 受油机单涡遭遇时的滚转力矩系数模型,并针对中心遭遇 即滚转最严重的情况简化模型。谷润平等^[8]使用H-B模型 计算尾流诱导切向速度,建立诱导滚转角速度计算模型来 分析前机尾流对后机的影响程度,并将结果应用到前后机 的侧向安全距离评估。魏志强等^[9]建立多机影响下的尾涡 环量和诱导速度计算模型,通过滚转力矩系数计算后机飞 行安全区域,并研究后机的飞行速度、翼展和机翼面积对危 险区域的影响。潘卫军等^[10]不同于传统的尾涡耗散模型, 使用计算流体力学的方法进行尾涡数值模拟,得到全流场 的时空尾流信息,结合后机的空气动力学响应模型,研究尾

收稿日期: 2024-07-17;退修日期: 2024-10-25;录用日期: 2024-12-20

基金项目: 航空科学基金(2023M006031001); 陕西省自然科学基础研究计划(2024JC-YBQN-0070)

引用格式: Wang Yuyan, Xiao Feng, Liu Fengbo, et al. Analysis of tail vortex risk area affected by follower configuration[J]. Aeronautical Science & Technology, 2025, 36(02): 38-45. 王玉琰, 肖峰, 刘峰博, 等. 受油机构型的尾涡危险区域影响分析[J]. 航空科学技术, 2025, 36(02): 38-45. 涡演化机理与多机型尾流遭遇风险。刘娇龙等^[11]将计算流 体力学和等效气动效应法相结合,对受油机在尾涡流场下的 气动影响进行建模,计算其受到的力和力矩系数。Loucel 等^[12]提出条带状法,对机翼、水平尾翼和垂直尾翼的涡流影 响采用条带理论近似建模,条带间距为0.3048m,每个条带上 的力都施加在气动中心,计算尾流诱导的力和力矩。张泽 宇^[13]采用条带状法计算飞机滚转力矩,将飞机机翼及尾翼分 割成无数个条带,用积分的思想计算每个条带上力矩的大 小,然后进行累加,即为整个机翼及尾翼力矩的大小。

尾涡的演化规律和尾涡遭遇的危险性分析有诸多应用。张钧铎等^[14]利用大涡模拟研究ARJ21飞机在侧风条件下的近地演化过程,并分析其尾涡衰减规律,根据结果分析不同机型跟随ARJ21飞机进近时的安全性,并计算其尾流安全间隔。Matt等^[15]使用泰勒演化将尾涡流场近似为空间线性变化风场,结合标准飞行动力学模型,计算受油机的诱导速度,这种方法可快速开发并应用于各种无人机系统和尾流遭遇场景,适用于对无人机系统的尾涡遭遇场景制定安全间隔规则。段优等^[16]通过对受油机各模态的数字仿真分析,提出一种不同干扰等级下受油机飞行边界数值认定方法,确定受油机飞行包线范围。

本文不同于传统的尾涡模型计算加油机尾流场的尾涡 环量,而是基于数值模拟的结果建立尾涡危险区域判别准 则,以受油机的诱导滚转力矩系数作为尾涡遭遇危险性评 价指标,以副翼稳定性所能提供的最大滚转阻尼力矩作为 安全阈值,得到更高精度的危险区域识别结果,并分析受油 机参数对危险区域的影响。本文研究为后续自主对接技术 的实施提供参考。

1 加油机尾涡流场计算

对加油机尾涡流场的计算采用雷诺平均方法(RANS) 进行数值模拟,湍流模型选择SST模型。方程求解采用有 限体积法,空间离散方法选择二阶迎风格式,可以有效减少 计算过程中的数值耗散。

本文选择的加油机构型是大型运输机标模(CRM),通 过ICEM CFD生成结构网格,设置气流流动方向为x轴正方 向,垂直于x轴沿展向指向右翼为y轴正方向,垂直于流动 方向指向正上方为z轴正方向,计算域大小设置为1400m× 500m×700m。为更好地捕捉尾涡,对机翼后方沿来流方向 进行网格加密,对机翼前后缘沿展向靠近翼梢位置加密,调 整网格质量到0.3以上,最终网格数为3500万。CRM模型 的网格分布如图1所示。



图 1 CRM模型全机物面网格 Fig.1 The whole-machine surface grid of the CRM model

使用ICEM CFX 计算网格,设置入口、出口和远场为压 力远场,计算状态见表1。

将CFX计算结果导入Tecplot后处理,展示尾涡的位置 和几何形状,如图2所示,图2(a)是加油机后1倍翼展位置 处的涡量图,图2(b)是加油机后7倍翼展位置处的涡量图, 可以看到明显的涡核位置。

表1 CRM计算状态 Table 1 CRM rated condition

几何参数	数值	
马赫数 Ma	0.3	
迎角a/(°)	3	
空气静压p/Pa	70121	
空气静温 T/K	268.66	

在加油机尾涡的数值模拟过程中,网格数量对模拟结 果有明显影响,网格量太少会导致对尾迹区尾涡的模拟精 度不足,数值耗散过快;网格量过大虽然模拟精度足够但会 使计算效率下降,造成计算资源的浪费,因此需要进行网格 无关性验证选择合适的网格数量。

本文分别对600万、2000万、3500万和5000万的网格 数量进行数值模拟,其升力系数和阻力系数计算结果见表 2。阻力系数随网格数量的变化如图3所示,网格数量达到 3500万后,继续加密网格尺度对飞机的气动力模拟结果影 响较小,因此选择3500万的网格进行数值模拟。

2 尾涡危险区域划分准则

2.1 尾涡遭遇计算模型

受油机的尾流遭遇问题主要是加油机的尾流对受油机 的影响,更具体来说,是受油机进入加油机的翼尖涡和平尾 涡影响区域内,受诱导速度的影响,改变了机翼上气动力的 分布,进而产生诱导滚转力矩。受滚转力矩影响最明显的 是机翼,所以将模型进行简化,只考虑机翼上的诱导力矩。

诱导滚转力矩的表达式是尾涡遭遇时受油机上升力的 变化与力臂乘积,其表达式为





表2 不同网格的气动力计算结果

Table 2 Results of aerodynamic force calculations for different grids

网格数量	C_L	C_D
0.6×10 ⁷	0.802697	0.047425
2.0×10 ⁷	0.867585	0.044092
3.5×10 ⁷	0.872073	0.04269
5.0×10 ⁷	0.871921	0.042238

$$M = \frac{1}{2} \rho V_{\rm f}^{2} \int_{-\frac{b_{\rm f}}{2}}^{\frac{b_{\rm f}}{2}} \Delta C_{L} c(y) y dy = \frac{1}{2} \rho V_{\rm f}^{2} \int_{-\frac{b_{\rm f}}{2}}^{\frac{b_{\rm f}}{2}} C_{L_{\rm s}} \frac{w(y)}{V_{\rm f}} c(y) y dy = \frac{1}{2} \rho V_{\rm f} C_{L_{\rm s}} \int_{-\frac{b_{\rm f}}{2}}^{\frac{b_{\rm f}}{2}} w(y) c(y) y dy$$
(1)

式中, ρ 为大气密度; V_{f} 为受油机的飞行速度; C_{L} 为受油机





的升力线斜率,与机翼布局相关;b_f为受油机的翼展;w(y) 为受油机机翼上不同站位处z方向的诱导速度;c(y)为受油 机机翼上不同站位处翼型剖面的弦长,不同的翼型形状给 出不同的弦长分布简化公式。

2.2 翼型弦长分布

滚转力矩的计算过程中需要考虑受油机不同剖面的翼 型弦长,不同的机翼形状有不同的弦长计算方法。

(1) 椭圆机翼

对于椭圆机翼,弦长的表达式为

$$c(y) = c_{\rm r} \sqrt{1 - (\frac{y}{b_{\rm f}/2})^2} = \frac{4S_{\rm f}}{\pi b_{\rm f}} \sqrt{1 - (\frac{y}{b_{\rm f}/2})^2}$$
(2)

式中,c_r为翼根处的弦长。

(2)梯形机翼 对于梯形机翼 萨长的表达式为

$$c(y) = c_{\rm r} \left[1 - \frac{2(1-\lambda)|y|}{b_{\rm f}} \right] = \frac{2S_{\rm f}[b_{\rm f} - 2(1-\lambda)|y|]}{b_{\rm f}^2(1+\lambda)}$$
(3)

式中,λ为梢根比。

2.3 升力线斜率

对于一个无限翼展的飞机,其升力线斜率为 $\frac{dC_L}{d\alpha} = 2\pi$, 然而机翼的有限翼展会导致升力线斜率减小。当飞机在尾 流遭遇场景下,由于尾涡会影响受油机的有效迎角,导致每 个小翼段上的升力线斜率不均匀,升力线斜率与单独飞行 时相比减小,不能简单地等于 2π ,因此需要进行修正。 2.3.1 椭圆机翼

对于单独飞行的椭圆形机翼,其升力线斜率的修正为

$$C_{L_a} = 2\pi \frac{\mathrm{AR}_{\mathrm{f}}}{\mathrm{AR}_{\mathrm{f}} + 2} \tag{4}$$

式中,AR_f为受油机的展弦比。

但是对于尾涡遭遇的情况,受油机进入加油机的尾流 场中,一部分受到诱导的上洗速度,一部分受到诱导的下洗 速度,将其分开考虑,再加权平均,修正后的升力线斜率为

$$C_{L_{a}} = 2\pi \left[\frac{1 + \eta_{y}}{2} \cdot \frac{\frac{1 + \eta_{y}}{2} AR_{f}}{\frac{1 + \eta_{y}}{2} AR_{f} + 2} + \frac{1 - \eta_{y}}{2} \cdot \frac{\frac{1 - \eta_{y}}{2} AR_{f}}{\frac{1 - \eta_{y}}{2} AR_{f} + 2} \right] (5)$$

式中, η_y 为受油机的中点到涡核的y方向距离, $\eta_y = \frac{\text{core}_y - y_f}{2}$

 $b_{\rm f}/2$

式(5)仅适用于受油机遭遇涡核,即|η_y|≤1的场景。 对于受油机没有遭遇涡核,即只受到上洗或者下洗的诱导 速度的场景,其升力线斜率无须修正。

2.3.2 梯形机翼

空中加油时加油机与受油机处于亚声速飞行,对于常规的直线边梯形机翼,其亚声速条件下的升力线斜率的工程估算公式^[17]为

$$C_{L_{a}} = 2\pi \frac{AR_{f}}{2 + \sqrt{4 + \frac{AR_{f}^{2}}{K^{2}}(\beta^{2} + \tan^{2}\Lambda_{1/2})}}$$
(6)

式中, $\beta = \sqrt{1 - Ma^2}$, $K = \frac{C_{l_a}}{2\pi}$, C_{l_a} 为翼型的升力线斜率,在亚 声速条件下, $C_{l_a} = \frac{1.05}{\beta} \left(\frac{C_{1a}}{C_{1a,t}}\right) C_{1a,t}$, $\frac{C_{1a}}{C_{1a,t}}$ 为经验修正因子, $C_{1a,t}$ 为翼型理论升力线斜率。对于本文计算的加油机构型 和工况,取经验修正因子为0.78,翼型理论升力线斜率为 7.25,则*K*=0.99065。tan $\Lambda_{1/2}$ 为机翼1/2 弦线后掠角, tan $\Lambda_{1/2} = tan \Lambda - \frac{2}{AR_f} \cdot \frac{1 - \lambda}{1 + \lambda}$ 。

同样对于尾涡遭遇的情况修正其升力线斜率表达式为

$$C_{L_{a}} = 2\pi \left[\frac{\frac{1+\eta_{y}}{2} \cdot \frac{\frac{1+\eta_{y}}{2} \operatorname{AR}_{f}}{2}}{2+\sqrt{4+\frac{(\frac{1+\eta_{y}}{2} \operatorname{AR}_{f})^{2}}{K^{2}} (\beta^{2} + \tan^{2} \Lambda_{1/2})}}{\frac{1-\eta_{y}}{2} \cdot \frac{\frac{1-\eta_{y}}{2} \operatorname{AR}_{f}}{2+\sqrt{4+\frac{(\frac{1-\eta_{y}}{2} \operatorname{AR}_{f})^{2}}{K^{2}} (\beta^{2} + \tan^{2} \Lambda_{1/2})}}} \right] (7)$$

如果选择没有后掠角的直梯形机翼,其亚声速条件下 的升力线斜率工程估算公式为

$$C_{L_a} = \frac{2\pi}{\beta + \frac{2}{AR_s} \cdot \frac{1+2\lambda}{1+\lambda}}$$
(8)

修正的升力线斜率表达式为



2.4 诱导滚转力矩系数计算模型

对于不同的受油机构型,包括翼型形状和机翼布局,划 分危险区域时无法直接比较其滚转力矩,需对其进行量纲 一化,得到滚转力矩系数来量化尾流遭遇的危险性,滚转力 矩系数表达式为

$$RMC = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho V_{f}^{2}S_{f}b_{f}} = \frac{C_{L_{a}}\int_{-\frac{b_{f}}{2}}^{2} w(y)c(y)ydy}{V_{f}S_{f}b_{f}}$$
(10)

b

积分计算中选择条带状法,将简化的受油机机翼划分成许多条带,使用求和代替积分,该方法适用于尾流遭遇下的不均匀速度场的气动计算,w(y)的数值可以通过数值模拟计算的流场结果插值得到。

3 尾涡危险区域划分结果

3.1 安全阈值计算

当受油机进入加油机的尾涡时,会受到上洗和下洗的 诱导速度,引起受油机的滚转,而受油机自身的副翼稳定性 会产生滚转阻尼力矩,阻止飞机的滚转,使其恢复到原有的 平衡状态。对于不同的受油机构型,其自身的副翼稳定性 不同,所能产生的滚转阻尼力矩不同,所以最大可承受的滚 转力矩系数不等。

受油机在尾涡遭遇时的安全阈值为自身最大的滚转阻 尼力矩系数^[5],安全阈值的表达式为

$$\mathrm{RMC}_{\mathrm{crtl}} = 0.07 \frac{C_{L_a}}{12} \cdot \frac{1+3\lambda}{1+\lambda}$$
(11)

考虑到修正后的升力线斜率不是定值,会受与涡核距 离的影响,选择中心遭遇场景下的升力线斜率代入式(11), 求出最小的滚转阻尼。为进一步确保飞行安全,一般选择 RMC_{ert}的50%作为安全阈值,超过滚转力矩系数安全阈值 的点作为危险区域,以此来判定尾涡遭遇的危险性。

3.2 危险区域识别结果

3.2.1 不同机翼形状危险区域

为比较不同翼型形状的危险区域,我们进行定量分析, 选择其他参数一致,仅机翼几何形状为椭圆形和梯形的构 型对比,受油机参数及飞行工况见表3。

表3 受油机参数与飞行工况 Table 3 Follower parameters and operating conditions

几何参数	数值	
机翼展长 b/m	14.8	
参考面积S/m ²	11.5	
梢根比λ	0.278	
马赫数 Ma	0.3	
大气密度/(kg/m ³)	0.90925	

对于不同的机翼形状,计算其安全阈值判断尾涡遭遇 的危险性。图4为尾涡危险区域划分结果,可以看出危险 区域的位置和形态。对比不同机翼形状的二维截面图如图 5所示,选择机后两倍翼展位置处,其中黑色区域为危险 区域。



(a) 尾涡危险区域俯视图

(b) 尾涡危险区域侧视图图 4 尾涡危险区域示意图Fig.4 Schematic diagram of the tail vortex danger area



(a) 梯形机翼尾涡危险区域示意图



(b) 椭圆机翼尾涡危险区域示意图





尾涡的危险区域均集中在涡核周围,因为涡核处涡量 最大,受油机一半处于下洗,一半处于上洗,受到的滚转力 矩最大。在尾涡卷起初期,涡核半径很小,尾涡的影响范围 很小,随流向发展,尾涡逐渐成熟,涡核半径变大,尾涡的影 响范围变大,其危险区域也逐渐增加。在相同飞机参数下, 椭圆机翼的危险区域面积略大于梯形机翼的危险区域 面积。

3.2.2 有无后掠角的梯形翼危险区域

为分析机翼布局有无后掠角对危险区域面积的影响, 选择两架气动参数完全一致的后掠翼和直梯形翼受油机进 行对比,受油机参数与表3一致。同样选择机后2倍翼展位 置的危险区域截面图,图6为尾涡危险区域划分结果。对 比图6(a)和图6(b)可以看出,后掠翼和直梯形翼的危险区 域位置和面积几乎完全一致,说明有无后掠角对梯形机翼 尾涡遭遇的危险区域没有影响。



(b) 直梯形翼尾涡危险区域示意图

- 图6 有无后掠角的梯形翼机后两倍翼展处尾涡危险区域 示意图
- Fig.6 Schematic diagram of the tail vortex danger area of trapezoidal wing with or without swept angle at the double wingspan of the tanker

3.2.3 不同大小受油机危险区域

分别选择RQ-4A、MQ-9、ONERAD作为大型、中型和 小型受油机的代表,计算它们在尾涡遭遇时所能承受的最大 滚转力矩系数,以此识别尾涡危险区域。RQ-4A、MQ-9、 ONERAD的参数见表4。

为深入分析不同机型受油机的危险区域异同,以滚转 力矩系数与安全阈值的比值作为危险程度的量化指标,*R*= <u>RMC</u> 0.5·RMC_{ert},图7展示危险程度随加油机后流向位置的 变化。

几何参数	RQ-4A	MQ-9	ONERAD		
机翼展长 b/m	39.9	20.1	8.5		
参考面积 S/m ²	63.6804	41.8	3.675		
梢根比	0.333	0.384	0.225		

表4 不同构型受油机参数





将三种受油机的尾涡危险区域划分结果可视化展示如 图8所示,不同颜色代表该处危险程度不同,蓝色是滚转力 矩系数刚开始超过安全阈值,而红色代表十分危险,其后处 理结果可以用来比较不同机型与CRM加油机配对加油时 的危险程度。

结合图7和图8可以发现,大型受油机危险区域的范围 大但危险程度弱;小型受油机自身尺寸小,机翼同时受到上 洗和下洗诱导速度的范围小,危险区域范围小,但稳定性相 对较差,危险程度高,受油机中心靠近涡核位置的区域多为 红色。对比靠近机身的截面,大型受油机自身的横向稳定 性较好,受平尾涡的影响小或者说几乎不受影响,平尾后没 有危险区域;而对于中小型受油机,平尾涡卷起的诱导速度 也会对受油机的尾涡遭遇造成危险。

4 结论

本文基于CRM加油机尾涡流场分析,考虑受油机与加 油机配对过程中尾涡遭遇的危险性,建立危险区域划分准 则,并分析不同机翼形状、有无后掠角、不同机型大小受油 机的危险区域范围和危险程度,得到如下结果:

(1)使用滚转力矩系数描述尾涡遭遇的危险性,在计 算过程中,适用于不同机翼形状(如椭圆机翼和梯形机翼)





的升力线斜率和弦长分布的简化公式不同,尾涡遭遇时的 升力线斜率相比于自由流条件下变小,需要进行修正,将机 翼上洗和下洗部分分开考虑,再加权平均得到升力线斜率 的修正结果,从而得出更精确的滚转力矩系数表达式。

(2)对于气动参数完全一致的两架受油机,仅机翼形 状不同,分别为梯形机翼和椭圆机翼,椭圆机翼的危险区域 面积略大于梯形机翼的危险区域面积;而对于两架参数相 同的梯形翼受油机,有无后掠角对危险区域的位置和面积 没有影响。

(3)不同机型的受油机危险区域的范围和危险程度也 不相同,大型受油机自身翼展较宽,危险区域的面积大,但 危险程度不高;而小型受油机自身稳定性差,更易受到尾涡 遭遇的干扰,危险程度高;大型受油机只会受到翼尖涡的干 扰,平尾涡几乎不会对其造成威胁,而中小型受油机还会受 到平尾涡的影响。

参考文献

[1] 钟德星,李永强,李严桵.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-art and tendency of autonomous aerial refueling technologies for unmanned aerial vehicles[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25 (5): 1-6.(in Chinese)

- [2] 张西林,何亚坤,张恪易,等.面向自主空中加油任务的目标检 测技术研究[J].航空科学技术, 2023, 34(2): 64-71.
 Zhang Xilin, He Yakun, Zhang Keyi, et al. Object detection technology for autonomous air to air refueling[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(2): 64-71.(in Chinese)
- [3] Jackson D K, Tyler C, Blake W B. Computational analysis of air-to-air refueling[R]. AIAA-2007-4289, 2007.
- [4] Haag C, Schwaab M, Blake W B. Computational analysis of bow wave effect in air-to-air refueling[R]. AIAA-2010-7925, 2010.
- [5] 王鹏, 白俊强, 李艺, 等. 加油机喷流对受油机的气动干扰机 理[J]. 航空动力学报, 2018, 33(8): 1990-2005.
 Wang Peng, Bai Junqiang, Li Yi, et al. Pneumatic interference mechanism of the tanker jet to the oil receiver[J]. Journal of Aerodynamics, 2018, 33(8):1990-2005.(in Chinese)
- [6] Zhang Zeyu, Li Dong, Zhou Jinxin. The influence of grid scale on the tail vortex capture of aircraft[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2021, 1828(1):012173.
- [7] Visscher I D, Winckelmans G, Treve V. A simple wake vortex encounter severity metric[C]. Eleventh USA/Europe Air Traffic Management Research and Development Seminar, 2015.
- [8] 谷润平,代树旺,魏志强.基于安全阈值的尾流危险区评估
 [J].安全与环境学报,2020,20(5):1677-1682.
 Gu Runping, Dai Shuwang, Wei Zhiqiang. Assessment of wake

hazard zone based on safety threshold [J]. Journal of Safety and Environment, 2020, 20(5): 1677-1682.(in Chinese)

- [9] 魏志强,王晶.城市空中交通无人机群尾流危险区域评估方法[J].飞行力学,2024,42(2):42-48.
 Wei Zhiqiang, Wang Jing. Evaluation method of urban air traffic UAV [J]. Flight Mechanics, 2024, 42(2): 42-48. (in Chinese)
- [10] 潘卫军,张钰沁,姜沿强,等.多机型组合下的尾流遭遇仿真研究[J].科学技术与工程,2023,23(31):13601-13608.
 Pan Weijun, Zhang Yuqin, Jiang Yanqiang, et al. Simulation study of wake encounter under multi-aircraft combination[J].
 Science Technology and Engineering, 2023, 23(31): 13601-13608.(in Chinese)
- [11] 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. Dynamic influence modeling study based on numerical simulation of wake flow [J]. Flight Mechanics, 2014, 32 (5): 389-393. (in Chinese)
- [12] Loucel R E, Crouch J D. Flight-simulator study of airplane encounters with perturbed trailing vortices[J]. Journal of Aircraft, 2005,42(4): 924-931.
- [13] 张泽宇. 复杂条件下飞机尾涡演化规律及其对机场起降间隔的影响研究[D]. 西安:西北工业大学, 2022.
 Zhang Zeyu. Study on the evolution law of the aircraft tail vortex and its influence on the airport take-off and landing interval under complex conditions [D]. Xi' an: Northwestern Polytechnical University, 2022.(in Chinese)
- [14] 张钧铎,左青海,林孟达,等. ARJ21飞机尾涡在侧风条件下 的近地演化数值模拟[J]. 航空学报,2022,43(5):125043.
 Zhang Junduo, Zuo Qinghai, Lin Mengda, et al. Numerical simulation on near-field evolution of wake vortices of ARJ21 plane with cross-wind[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(5):125043.(in Chinese)
- [15] Matt J J, Lin Zhenghao, Chao Haiyang. Simplified wake vortex encounter modeling and inner loop controller analysis for small UAS[R]. AIAA-2023-0801, 2023.
- [16] 段优,赵文碧,屈耀红,等.受油机飞行边界数值认定仿真研究[J]. 航空科学技术, 2022, 33(4): 72-80.
 Duan You, Zhao Wenbi, Qu Yaohong, et al. Numerical

identification simulation research on flight boundary of the receiver[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(4): 72-80.(in Chinese)

[17] 张锡金.飞机设计手册(第6册):气动设计[M].北京:航空工

业出版社,2002.

Zhang Xijin. Aircraft design manual(volume 6): Pneumatic design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)

Analysis on Tail Vortex Risk Area Affected by Follower Configuration

Wang Yuyan, Xiao Feng, Liu Fengbo, Zhang Wenhao, Liang Yihua

Key Laboratory of Aviation Aerodynamic Numerical Simulation, AVIC Aeronautical Computing Technique Research Institute, Xi' an 710065, China

Abstract: The stability and safety of the follower are the key issues in the implementation of unmanned aerial refueling technology. In order to successfully realize the autonomous docking technology of the follower, it is necessary to divide the dangerous area of the tail vortex behind the oil tanker. In this paper, the rolling moment coefficient of the follower is used as the risk criterion of the tail vortex after the tanker. When calculating the rolling moment coefficient, this paper selects different string length distribution simplification formulas for different wing shapes, and proposes the lift line slope correction formula for three wing shapes according to the tail vortex encounter, and uses the strip method for integral operation. The danger zone and the safety zone are divided as the safety threshold, and the criterion for dividing the tail vortex danger zone is established. On the premise of the same parameters of the aircraft, this paper analyzes the influence of the wing shape of different oil engines on the area of the danger area, and the influence of the trapezoidal wing on the area of the danger area. By reanalyzing the range of danger area and danger degree of different types of follower after CRM tanker of large transport aircraft, it is found that the danger area of large follower is large and low dangerous, and almost not affected by the flat tail vortex, while the danger area of small and medium-sized follower is small and highly dangerous, and is affected by the flat tail vortex within the half wingspan distance of the tanker. This paper provides technical support and theoretical basis for the implementation of autonomous aerial refueling technology based on the classification of wake vortex danger areas with different follower configurations.

Key Words: tail vortex encounter; rolling moment coefficient; string length distribution formula; lift line slope; strip method; dangerous area

Received: 2024-07-17; Revised: 2024-10-25; Accepted: 2024-12-20

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China(2023M006031001); Shaanxi Provincial Natural Science Basic Research Program(2024JC-YBQN-0070)