

文章编号: 1674-8190(2022)03-137-07

基于 N-S 方程的加油机对受油机气动干扰研究

耿延升, 廖振荣, 谢露, 刘建付

(航空工业第一飞机设计研究院 总体气动研究所, 西安 710089)

摘要: 空中加受油时, 加油机尾流场会对受油机产生复杂的流动干扰。采用基于 Navier-Stokes(N-S) 方程的 CFD 方法分析加油机尾流场, 并对加油机、受油机之间的气动干扰进行一体化模拟研究; 系统地分析加油机不同迎角及双机不同高度差、不同侧向距离、不同前后位置时, 受油机的纵向、横航向气动力特性。结果表明: 典型状态下, 加油机迎角增大, 对受油机的气动干扰增强; 高度差越大, 对受油机气动干扰越小; 侧向距离越大, 对受油机气动干扰先增加后减小; 前后距离对受油机的影响较小。

关键词: 空中加受油; N-S 方程; 气动干扰; 高度差; 侧向距离; 前后距离

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.03.15

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Study on Aerodynamic Interference of Tanker Aircraft on Receiver Aircraft based on N-S Equations

GENG Yansheng, LIAO Zhenrong, XIE Lu, LIU Jianfu

(General Configuration and Aerodynamic Design Department, AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

Abstract: The wake flow field of tanker aircraft can produce the complex flow interference on receiver aircraft during aerial refueling. The computational fluid dynamics (CFD) method based on Navier-Stokes (N-S) equations is used to analyze the wake flow field of the tanker, and simulate the aerodynamic interference between tanker aircraft and receiver aircraft. The longitudinal and lateral-direct aerodynamic characteristics of the receiver aircraft are systematically analyzed under certain conditions, such as different tanker's angles of attack, different height differences between two aircrafts, different lateral distances and different front and rear positions. The results show that, under typical conditions, the aerodynamic interference to the receiver is increased with the increase of the tanker's angle of attack. The higher of the height difference between the receiver and the tanker is, the smaller of the aerodynamic interference to the receiver is. With the increase of the lateral distance, the aerodynamic interference to the receiver is increased firstly, and then decreased. The influence of fore-and-aft distance on the receiver is small.

Key words: aerial refueling and receiving; N-S equations; aerodynamic interference; height difference; lateral distance; fore-and-aft distance

收稿日期: 2021-11-25; 修回日期: 2022-02-15

通信作者: 廖振荣, liaozhenrong@sina.com

引用格式: 耿延升, 廖振荣, 谢露, 等. 基于 N-S 方程的加油机对受油机气动干扰研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(3): 137-143.

GENG Yansheng, LIAO Zhenrong, XIE Lu, et al. Study on aerodynamic interference of tanker aircraft on receiver aircraft based on N-S equations[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(3): 137-143. (in Chinese)

0 引言

空中加油技术最早出现在第一次世界大战后美军的一次空中加油试验中,但直到 20 世纪 40 年代英国研制出软式加油法和 1949 年美国研制出硬式加油法,空中加油技术才真正进入到实用阶段^[1]。由于空中加油技术可以使飞机在较小的起飞重量下,获得较远的航程和较长的航时,从而大幅提高飞机作战效能,使整个空战能力提升了一个新台阶^[2],因此空中加油技术已成为取得现代战争胜利的关键因素之一^[3-4],至今空中加油技术得到了广泛应用,各军事强国也在不断发展空中加油技术体系。

空中加油机飞行时其机翼尾流、吊舱尾流、机身尾流、发动机喷流、起落架鼓包尾流等不断在空间流场里混合、叠加,因此尾流场复杂多变,受油机感受到的来流流场与自由来流流场完全不同^[5]。受油机位于加油机尾涡混合空间流场里,可能出现抖动、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,因此对加/受油机的气动干扰进行研究,从而为受油机设计进入、脱离安全路线提供指导,具有非常重要的意义。

空中加/受油双机气动干扰研究可以采用多种手段进行,如飞行试验、风洞试验等,但飞行试验具有较高的危险性,而风洞试验周期长、花费高,且可视化差。随着计算流体力学(Computational Fluid Dynamics,简称 CFD)飞速发展,CFD 数值模拟技术已经广泛应用于以航空航天为代表的诸多领域。CFD 几乎可以模拟复杂飞行器外型在所有状态下的绕流流场,并具有较低的费用和良好的可视化,可以大幅减轻风洞的负担、缩短研制周期、节约成本^[6-8],因此 CFD 成为模拟分析空中加/受油复杂流场干扰的一种全新的重要手段^[9],并且 CFD 模拟相对传统方法具有更高的精度和可信度^[10]。

国外对空中加/受油机气动干扰问题进行过大量研究,早期主要针对加油机尾流的建模^[11-13],后期才将加/受油机放进同一个流场进行数值模拟,如 D. K. Jackson 等^[14]采用 CFD 方法进行了 KC-135 加油机对受油机的气动干扰模拟,并分析了加油机对受油机升/阻力的影响;C. Haag 等^[15]采用 CFD 方法进行了 KC-135 对 C-141B 的加/受

油模拟,但采用的数值方程均为欧拉方程,没有直接考虑黏性的影响。国内,刘娇龙等^[5]采用等效方法进行了受油机气动影响建模;陈博等^[16]建立了加油机尾流场的等效扰动模拟。但这些研究大都将加/受油机流场分开处理,没有对加/受油机进行一体化数值模拟。王鹏等^[9]采用了 N-S 方程高阶方法进行了加油机发动机喷流对受油机的流动干扰机理研究,但其加油机模型为翼身组合体带短舱简化模型,没有考虑实际飞机机翼下方的外置物对尾流场的干扰。

国内外对加油机、受油机气动干扰模拟文献较多,但采用 N-S 方程完整模拟加/受油机一体化互相干扰流场的文献并不多见。随着对加/受油机成功对接率要求越来越高,对受油机受油路线设计更加的严格,并且不同的加油机构型,对受油机的流场干扰并不相同,这就要求加/受油机流场模拟的细节更完整,才能对受油机的气动干扰模拟更加精确。

本文采用基于 N-S 方程的数值模拟方法,对高亚声速飞行时,加/受油机全机气动干扰进行较为系统地研究,首先,分析仅有加油机时的尾涡流场;其次,对典型状态下加油机不同迎角对受油机的气动干扰进行模拟分析;最后,详细分析受油机距加油机不同高度、不同侧向距离、不同前后距离的气动特性。

1 数值方法

本文数值模拟控制方程为雷诺平均 N-S 方程(RANS)。基于 N-S 方程的加/受油机一体化气动干扰研究,充分考虑加油机全机各部件对尾流场的影响以及加/受油机两机流场相互干扰等因素,并且 N-S 方程对黏性的模拟,使加油机尾流耗散、混合更接近真实情况,受油机受干扰后的气动力特性也更准确。

三维积分形式雷诺平均 N-S 方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{Q} dV + \iint_S \mathbf{f} \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

式中: V 为控制体体积; S 为控制体表面面积; \mathbf{Q} 为守恒量; \mathbf{f} 为矢量,代表通过表面 S 的无黏通量和黏性通量之和; \mathbf{n} 为控制体表面 S 的外法向单位矢量。

空间半离散格式采用有限体积法构造,无黏

通量项采用二阶Roe迎风通量差分格式离散,黏性通量项采用中心差分格式离散,湍流模型采用两方程SST $k-\omega$ 模型。

由于没有相关的加/受油机风洞试验标模进行数值方法的验证,因此以M6机翼为例进行间接的数值验证。M6机翼计算工况为:马赫数0.839 5,雷诺数 1.172×10^7 ,迎角 3.06° 。计算得到的各剖面压力分布曲线与试验值的对比结果如图1所示,可以看出:计算得到的压力分布结果与试验值吻合较好,激波位置捕捉准确,计算精度较高。因此证明了本文研究方法在计算高速气动力方面的可靠性,为进一步开展加/受油机气动干扰研究提供了间接的验证。

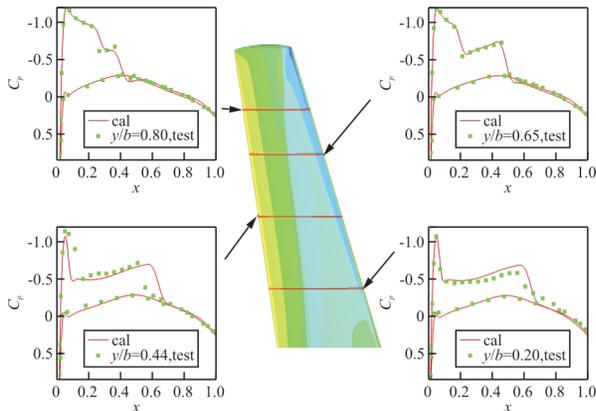


图1 压力系数对比曲线

Fig. 1 Comparison of pressure coefficient curve

2 几何模型及定义

目前空中加油技术中,根据储油设备位置不同可简单分为平台式(加油设备在机身)、吊舱式(加油设备在机翼)两类,本文对这两类加油方式均进行数值模拟。

本文计算构型为加油机全机带一个受油机全机构型,受油机为较大展弦比固定翼飞机,并位于加油机的侧、后、下方,如图2所示, dx 表示加油机力矩参考点坐标到受油机力矩参考点坐标的差量, dy 表示加油机对称面到受油机对称面的距离, dz 表示加油机力矩参考点坐标到受油机力矩参考点坐标的差量,其中 dx 、 dy 、 dz 均以机翼半展长为基准进行无量纲处理。需要说明的是,图2仅作为加/受油机构型空间位置定义的示意图。使用ICEM进行结构网格划分,其中加油机后体的局部

网格如图3所示。计算状态为高亚声速状态,雷诺数为飞行雷诺数。

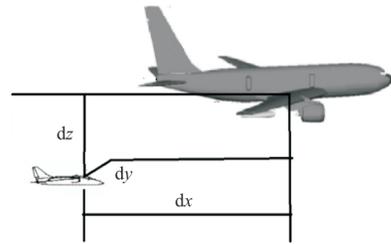


图2 加/受油机空间位置示意图

Fig. 2 Space positions of the tanker aircraft and the receiver aircraft

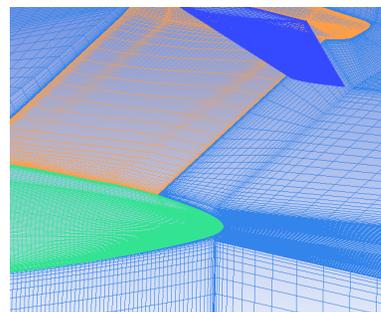


图3 加油机后体的结构网格图

Fig. 3 structured computational mesh of the tanker aircraft's aft-body

3 结果分析

3.1 加油机尾流场分析

在无受油机的状态下,对加油机基准状态进行数值模拟,分析加油机基准状态尾流场特性。

加油机后方基准前后距离 dx 为2.2倍半展长处,尾流场下洗角影响示意图如图4所示,同样位置处尾流场涡量分布图如图5所示,其中图4~图5中红色横线均为受油机基准高度位置。

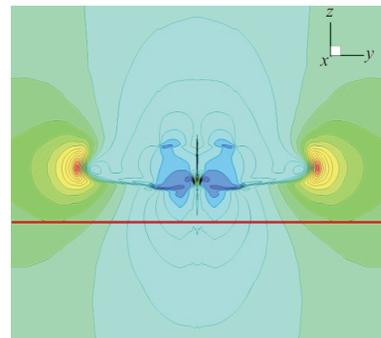


图4 机后2.2倍半展长处竖直平面下洗角示意图

Fig. 4 Downwash angle on the vertical surface at 2.2 times half wing span behind the tanker

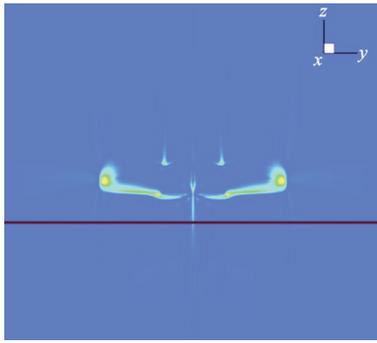


图5 机后2.2倍半展长处垂直平面涡量分布图
Fig. 5 Vorticity distribution on the vertical surface at 2.2 times half wing span behind the tanker

从图4可以看出:加油机尾流对流场的影响较大,在涡核处,最高可产生 6° 的气流偏角(对应云图上的红色区域),这对高亚声速时的流场影响非常大。从展向来看,机身及起落架鼓包引起的尾流对流场产生下洗作用,机翼翼尖涡对流场产生上洗作用,而尾翼对机翼翼尖涡的向后发展有干扰影响。

从图5可以看出:受油机基准位置基本避开了加油机尾流场强涡流区,但仍受到了加油机尾流的上、下洗影响。

3.2 加油机迎角变化影响

加油机在不同高度飞行时,飞行迎角并不一致,因此需要考虑加油机在不同迎角下对受油机的气动干扰,此状态为平台式加油,受油机位于加油机后方2.2倍半展长、侧方0.06倍半展长、下方0.4倍半展长位置。

不同加油机迎角时受油机纵向和横航向气动特性曲线分别如图6~图7所示,图中 C_L 、 C_D 、 C_M 、 C_l 、 C_N 分别表示升力系数、阻力系数、俯仰力矩系数、滚转力矩系数、偏航力矩系数。

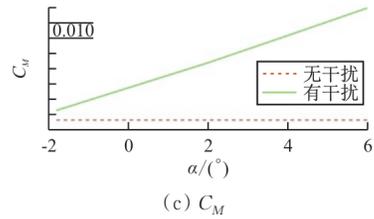
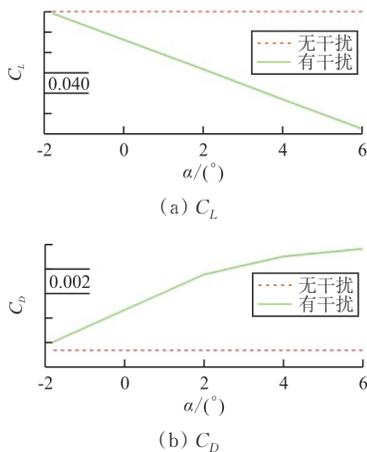


图6 不同加油机迎角时受油机纵向气动特性曲线
Fig. 6 Longitudinal aerodynamic characteristic curves of the receiver aircraft under tanker's different angles of attack

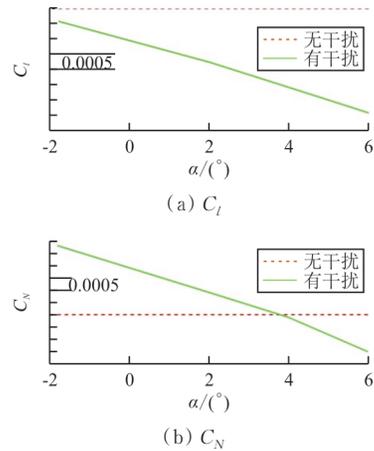


图7 不同加油机迎角时受油机横航向气动特性曲线
Fig. 7 Lateral-Direct aerodynamic characteristic curves of the receiver aircraft under tanker's different angles of attack

从图6可以看出:与不加油构型相比,加油构型的受油机的升力系数降低,阻力系数增加,抬头力矩增加;随着加油机迎角的增加,受油机的纵向气动力特性变化愈加剧烈。

从图7可以看出:由于受油机位于加油机的一侧,受油机机翼两侧感受到的尾涡强度不一致,导致受油机出现滚转力矩和偏航力矩,受油机的滚转力矩随加油机迎角的增加而增加;随着加油机迎角增加,受油机先感受到了左偏航力矩,随着迎角进一步增加,受油机感受到了右偏航力矩。

加油机迎角增加会加重对受油机的气动干扰影响,这是由于随着加油机迎角增加,尽管机身后体尾涡减弱,但机翼产生的尾涡增强,向内扩散,并占主导作用。

3.3 高度差影响

对平台式加油,加/受油机不同高度差时的气动干扰进行研究,此状态下受油机位于加油机后方2.2倍半展长、侧方0.06倍半展长位置处。本

节研究的受油机距加油机高度差分别为 0.4 倍半展长、0.6 倍半展长、0.8 倍半展长。

不同高度差时受油机纵向和横航向气动特性曲线分别如图 8~图 9 所示。

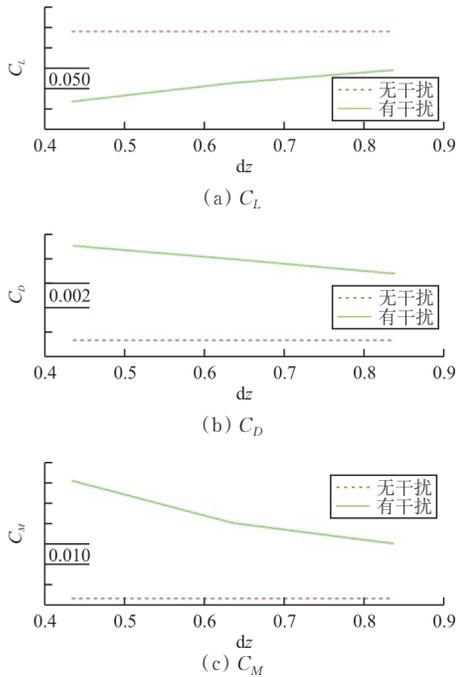


图 8 不同高度差受油机纵向气动特性曲线
Fig.8 Longitudinal aerodynamic characteristic curves of the receiver aircraft under different height differences

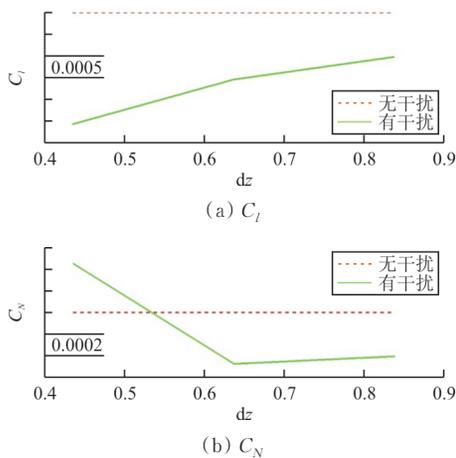


图 9 不同高度差受油机横航向气动特性曲线
Fig.9 Lateral-direct aerodynamic characteristic curves of the receiver aircraft under different height differences

从图 8 可以看出:与不加油构型相比,加油构型的受油机的升力系数降低,阻力系数增加,低头力矩降低;随着高度差的增加,纵向气动力特性均趋向无加油机干扰状态。

从图 9 可以看出:滚转力矩随高度差的增加逐渐趋于无干扰状态;而偏航力矩变化相对剧烈,高度差从 0.4 倍增加到 0.6 倍半展长,偏航力矩首先出现了反向,再缓慢趋近于无干扰状态。

加/受油机高度差增加,受油机的气动特性逐渐趋向于无加油机干扰状态,这是由于随着高度差的增加,受油机逐渐脱离加油机尾涡干扰区引起的。

3.4 侧向距离影响

对吊舱式加油,加/受油机不同侧向距离时的气动干扰进行研究,此时受油机位于加油机后方 2.2 倍半展长、下方 0.4 倍半展长位置处,本节受油机距加油机侧向距离分别为 0.06~2.5 倍半展长。

此状态下主要考虑加油机吊舱加油方案。在吊舱加油方案中,吊舱通常挂在机翼上,理论上受油机可以从加油机后方任意侧向位置接近加油机,因此加/受油机不同侧向位置气动干扰研究对设计安全可靠的加/受油机接近方案具有重要意义。

不同侧向距离时受油机纵向和横航向气动特性曲线分别如图 10~图 11 所示。

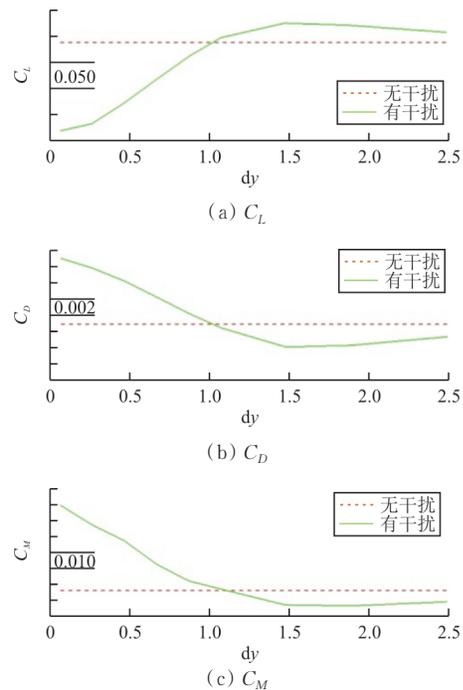


图 10 不同侧向距离受油机纵向气动特性曲线
Fig.10 Longitudinal aerodynamic characteristic curves of the receiver aircraft under different lateral distances

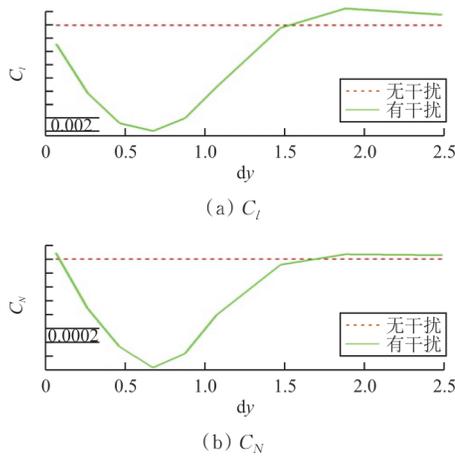


图 11 不同侧向距离横航向气动特性曲线

Fig. 11 Lateral-Direct aerodynamic characteristic curves of the receiver aircraft under different lateral distances

从图 10 可以看出:随着侧向距离的增加,受油机的升力系数先迅速增加,在约 1 倍半展长处,升力系数接近于无干扰状态,到 1.5 倍半展长处,升力系数达到最大,侧向距离继续增加,升力系数缓慢下降,变化幅度较小,基本趋于定值;随着侧向距离的增加,受油机的阻力系数先迅速减小,再缓慢增加,侧向距离大于 1.5 倍半展长后,变化幅度较小,也基本趋于定值,阻力系数极值点出现的位置和升力系数规律一致,在 1.5 倍半展长处,阻力达到了最小值;受油机的俯仰力矩系数变化规律和升力系数变化规律一致。

从图 11 可以看出:受油机的滚转力矩系数和偏航力矩系数随着侧向距离的增加变化规律基本一致,均在 0.7 倍半展长处具有最大的滚转力矩和偏航力矩。需要注意如果从该点位置处开始接近加油机,要考虑受油机副翼和方向舵是否有足够的配平能力。因此进行加/受油路线设计时,该侧向位置处的路线设计需要慎重考虑。

3.5 前后距离影响

对平台式加油,加/受油机不同前后距离时的气动干扰进行研究,此时受油机距加油机前后距离分别为 2.2~7.0 倍半展长,下方 0.4 倍半展长处。

不同前后距离时受油机纵向和横航向气动特性曲线分别如图 12~图 13 所示。

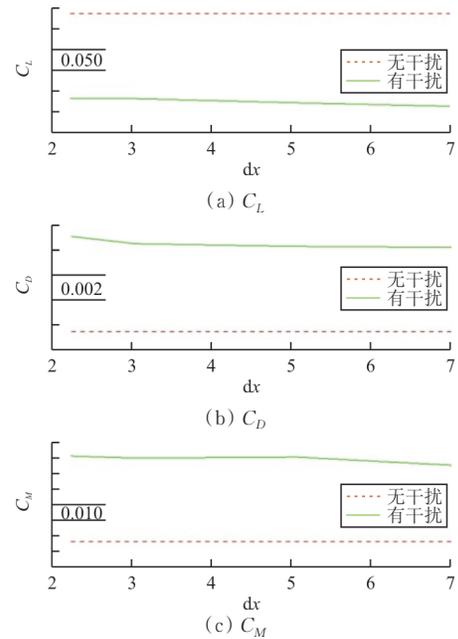


图 12 不同前后距离受油机纵向气动特性曲线

Fig. 12 Longitudinal aerodynamic characteristic curves of the receiver aircraft under different fore-and-aft distances

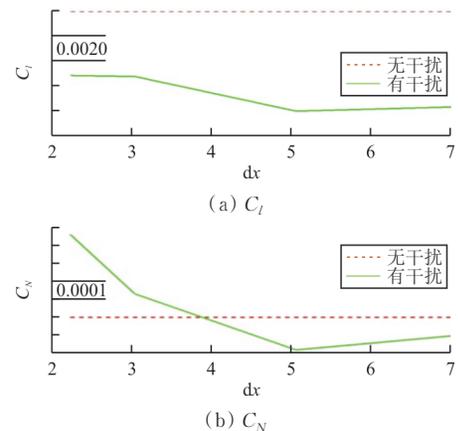


图 13 不同前后距离受油机横航向气动特性曲线

Fig. 13 Lateral-direct aerodynamic characteristic curves of the receiver aircraft under different fore-and-aft distances

从图 12 可以看出:与不加油构型相比,受油机的升力系数降低,阻力系数增加,低头力矩降低;加/受油机前后距离变化,纵向气动力特性变化很小,基本趋于一条直线。

从图 13 可以看出:受油机的滚转力矩随前后距离的变化不大;而偏航力矩变化相对剧烈。前后距离减小,偏航力矩先缓慢变化,然后变化趋于剧烈,应是受油机垂尾受到了加油机尾涡的影响,但需要注意的是受油机偏航力矩绝对量值变化并不大。

4 结 论

(1) 加油机尾流对流场的影响较大。平台加油时,加油机迎角增加,尾涡增强,对受油机的气动干扰增强;加/受油机高度差增加,受油机纵向气动特性逐渐趋于无干扰状态,滚转力矩也逐渐趋于无干扰状态;加/受油机前后距离变化,受油机气动特性变化很小。吊舱加油时,加/受油机侧向距离增加,受油机的纵向、横航向气动特性均先迅速变化,再基本趋于定值,侧向距离0.7倍半展长时,横航向气动特性变化较大,加/受油机接近设计时应尽量避免该区域位置。

(2) 基于N-S方程对加/受油机全机气动干扰模拟研究,全机流场刻画更全面,细节更完整,各部件干扰影响、双机相互影响均包含在加油机尾流流场中,因此流场细节更接近真实情况。获得的受油机在不同干扰状态下纵向、横航向气动特性,可以为受油机进入、脱离加油路线方案设计提供指导,为提高加/受油对接成功率、发现加/受油问题和及时解决问题、提高加/受油飞行安全性具有重要作用,并能够为飞行员训练系统、自动加油控制系统的开发与完善提供帮助。

参 考 文 献

- [1] 王玲. 空中加油技术及其发展[J]. 飞机设计参考资料, 2015(3): 17-19.
WANG Ling. Aerial refueling technology and its development[J]. Aircraft Design Reference, 2015(3): 17-19. (in Chinese)
- [2] 王秀香, 高旭, 高亚奎. 硬式空中加油机发展趋势及设计技术分析[J]. 航空工程进展, 2020, 11(3): 302-307, 315.
WANG Xiuxiang, GAO Xu, GAO Yakui. Analysis of development trend and design technology of hard type air tanker[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(3): 302-307, 315. (in Chinese)
- [3] THOMAS P R, BHANDARIU, BULLOCK S. Advances in air to air refuelling[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2014, 71: 14-35.
- [4] 侯玉燕. 国外空中加油技术的发展和展望[J]. 飞行力学, 1994, 12(4): 14-22.
HOU Yuyan. The course and prospect for foreign inflight refueling technique[J]. Flight Dynamics, 1994, 12(4): 14-22. (in Chinese)
- [5] 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. (in Chinese)
- [6] JEWELL W, STAPLEFORD R. Mathematical models used to simulate aircraft encounters with wake vortices: NASA-TR-1035-4[R]. US: NASA, 1975.
- [7] RUBBERT P E, TINOCO E N. Impact of computational methods on aircraft design: AIAA-83-2060 [R]. US: AIAA, 1983.
- [8] 廖振荣, 郭兆电, 邓一菊, 等. 面向大型飞机流场模拟的网格需求探讨[J]. 华中科技大学学报(自然科学版), 2010, 33(s1): 107-110.
LIAO Zhenrong, GUO Zhaodian, DENG Yiju, et al. Mesh requirement for the large transport aircraft flow field simulation [J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2010, 33(s1): 107-110. (in Chinese)
- [9] 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. Mechanism of aerodynamic interference of tanker's jet flow on receiver[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(8): 1990-2005. (in Chinese)
- [10] JUEKOVICH M S. CFD prediction of the flow field behind the KC-135R tanker: AIAA-2011-3510[R]. US: AIAA, 2011.
- [11] JEWELL W, STAPLEFORD R. Mathematical models used to simulate aircraft encounters with wake vortices: NASA-TR-1035-4[R]. US: NASA, 1975.
- [12] BLOY A W, WEST M. Interference between tanker wing wake with roll-up and receiver aircraft [J]. Journal of Aircraft, 1994, 31(5): 1214-1216.
- [13] DOGAN A, VENKATARMANAN S, BLAKE W. Modeling of aerodynamic coupling between aircraft in close proximity[J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(4): 941-955.
- [14] JACKSON D K, TYLER C, BLAKE W B. Computational analysis of air-to-air refueling: AIAA-2007-4289 [R]. US: AIAA, 2007.
- [15] HAAG C, SCHWAAB M, BLAKE W. Computational analysis of the bow wave effect in air-to-air refueling: AIAA-2010-7925[R]. US: AIAA, 2010.
- [16] 陈博, 董新民, 徐跃鉴, 等. 加油机尾流场建模及受油机飞行安全分析[J]. 系统仿真学报, 2008, 20(8): 1994-1997.
CHEN Bo, DONG Xinmin, XU Yuejian, et al. Modeling of tanker's wake field and flight safety analysis of receiver aircraft [J]. Journal of System Simulation, 2008, 20(8): 1994-1997. (in Chinese)

作者简介:

耿延升(1981—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行器总体气动设计。

廖振荣(1982—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:空气动力学。

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

刘建付(1982—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行器总体气动设计、试验空气动力学。

(编辑:丛艳娟)