

文章编号:1674-8190(2017)01-009-08

某大型地效飞行器及其驮运巡航状态 气动特性数值模拟

何思元¹, 聂宏^{1,2}, 魏小辉^{1,2}, 朱恩泽¹

(1. 南京航空航天大学 飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京 210016)

(2. 南京航空航天大学 机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京 210016)

摘要: 研究地效飞行器及其驮运负载飞行器巡航状态的气动特性, 对大型地效飞行器的研发具有重要意义。采用求解 N-S 方程的有限体积法, 分别针对地效飞行器巡航状态及其驮运负载飞行器巡航状态进行数值模拟分析。结果表明: 综合考虑升阻比与阻力的大小, 地效飞行器巡航状态机翼的最佳安装角为 5.5° ; 综合考虑升阻比与巡航飞行的安全性、操纵性, 地效飞行器巡航状态的最佳飞行高度为 8 m; 综合考虑巡航经济性以及从巡航状态过渡到分离状态的安全性与可靠性, 两机驮运巡航状态下负载飞行器的最佳迎角为 3° 。

关键词: 地效飞行器; 驮运; 巡航状态; 气动特性; 数值模拟; 有限体积法

中图分类号: V221

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2017.01.002

Numerical Simulation of Aerodynamic Characteristics of a Large Wing in Ground(WIG) Craft and Its Piggyback Cruise State

He Siyuan¹, Nie Hong^{1,2}, Wei Xiaohui^{1,2}, Zhu Enze¹

(1. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

(2. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to analyze the aerodynamic characteristics of the cruise state of a large WIG craft and the piggyback cruise state of a large WIG craft carrying a load aircraft. The numerical simulation of the cruise state of a large WIG craft and the piggyback cruise state is calculated based on the finite volume method for solving Navier-Stokes equations. The results of the numerical simulation show that the optimum wing incidence angle of the WIG craft of the cruise state is 5.5° by the comprehensive consideration between the lift-drag ratio and drag. The optimum flight height of the WIG craft of the cruise state is 8 m by the comprehensive consideration between the lift-drag ratio and the safety and maneuverability of cruise state, the optimum angle of attack of load aircraft of the piggyback cruise state is 3° by the comprehensive consideration between the economy of the piggyback cruise state and the safety and reliability of the transition from cruise state to separation state.

Key words: WIG craft; piggyback; cruise state; aerodynamic characteristics; numerical simulation; finite volume method

0 引言

地面效应是指当机翼贴近地面或水面(通常飞行高度不超过机翼弦长)飞行时能够获得额外升力的流体力学效应^[1]。地效飞行器是利用地面效应原理飞行的、具有优良超低空巡航能力的运载工

收稿日期:2016-12-01; 修回日期:2016-12-10

基金项目:国家自然科学基金(11372129)

江苏高校优势学科建设工程资助项目

通信作者:聂宏, hnie@nuaa.edu.cn

具^[2]。与一般的飞机和船舶相比,地效飞行器具有运输效率高、快速机动、安全可靠、经济性好等优点^[3],因此得到了广泛应用。

由于地面效应与机翼弦长成正比,小型地效飞行器想要充分利用地面效应,则必须采用很低的巡航飞行高度,这对地效飞行器的安全性不利。考虑到地效飞行器的主要用途是运输,高速大装载量地效飞行器的运输潜力巨大,有望具有极高的运输效率^[4],因此,大型化是地效飞行器进入实用阶段和在军事上应用的必经之路^[5]。关于大型地效飞行器的研制,国内外相关资料与案例较少。美国对于大型地效飞行器的研制仍处于概念阶段,名噪一时的波音大鸟“鹈鹕”也始终未曾露面^[6]。由俄罗斯阿列克谢耶夫中央设计局设计并于 1966 年首飞的地效飞行器“里海怪物”是最为经典的案例^[7]，“里海怪物”总长 92.3 m,主翼展长 37.8 m,最大起飞质量 544 t,是当之无愧的庞然大物。之后,俄罗斯还研制了“雏鹰”、“雌鹈”、“救生者”等几种大型地效飞行器,但随着其战略方针的转移,俄罗斯地效飞行器的发展停滞不前。

直至目前,国内外对于地效飞行器气动特性的研究尚无比较完善的理论依托^[8]。试验是研究地效飞行器气动特性较为可靠的方法,常用的试验方法包括对称法、固定地板法、活动地板法和拖曳法^[9]。但由于风洞试验具有研究周期长、成本高等特点,无法普遍用于气动特性的研究。随着计算机技术的发展,数值模拟计算在空气动力学领域的应用越来越广,相应的计算方法主要包括基于升力面理论的镜像法、求解 N-S 方程的有限体积法、基于势流的边界元法和基于基本解叠加的面元法^[10]。上述方法均有其各自的特点及适用范围。考虑到地效飞行器所处的流场结构复杂,且必须考虑粘性^[11],若要对这种复杂流场进行三维气动特性分析,选用求解 N-S 方程的有限体积法较为合适。

本文采用求解 N-S 方程的有限体积法,分别研究大型地效飞行器巡航气动特性随机翼安装角和巡航飞行高度的变化趋势,并分析地效飞行器驮运负载飞行器在巡航状态时的气动特性。

1 建立分析模型

1.1 几何模型

利用 CATIA 软件对地效飞行器及其驮运的

负载飞行器进行几何建模。两机的总体参数如表 1 所示。

表 1 地效飞行器及其负载飞行器总体参数

Table 1 General parameters of WIG craft and its load aircraft

机 型	最大起飞 质量/t	机身总 长/m	机翼展 长/m	机翼面 积/m ²
地效飞行器	600	100	64	1 000
负载飞行器	150	50	28	200

地效飞行器的总体布局形式为:水机型机身,小展弦比平直翼,机翼翼尖安装端板,位置偏下的中单翼,T 型尾翼,四台前置式可转喷口发动机。负载飞行器参考美国 SR-72 高超声速无人侦察机,其总体布局形式为:乘波体机身,三角翼,单垂尾,两台腹部进气式发动机。地效飞行器及其驮运状态的几何模型如图 1~图 2 所示。

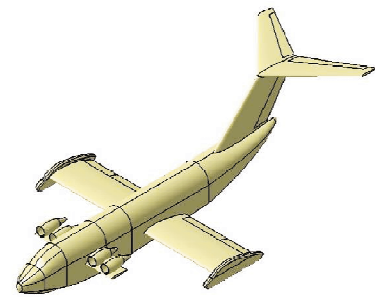


图 1 地效飞行器几何模型

Fig. 1 Geometric model of WIG craft

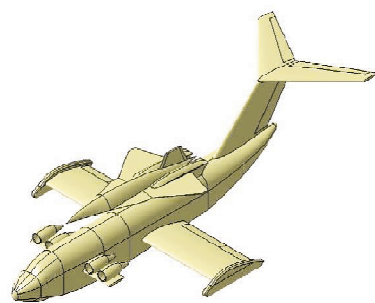


图 2 驮运状态几何模型

Fig. 2 Geometric model of piggyback state

1.2 划分网格

在进行气动计算之前,需要对模型进行前处理——网格划分。将几何清理完成的半模型导入 Gambit 软件中进行面网格划分。由于地效飞行器及其负载飞行器的大部分曲面均较为复杂,在进行面网格划分时,几乎全部使用非结构网格;只有翼

面后缘处通过几何清理修剪出来的细长段,为了减少网格数量同时提高网格质量,使用结构网格。由于 Tgrid 软件对附面层具有强大的适应性,可用 Tgrid 软件生成带有附面层的体网格。将划分好的面网格导入 Tgrid 软件,参考相似尺寸及雷诺数机型的附面层尺寸,选取第一层附面层厚度为 1×10^{-4} m,附面层共取 10 层,最外层的宽长比为 40%,以保证附面层生长完成后继续生长的外场体网格的网格质量。之后,附面层网格向远场计算域生长,完成空间体网格划分,如图 3~图 4 所示。

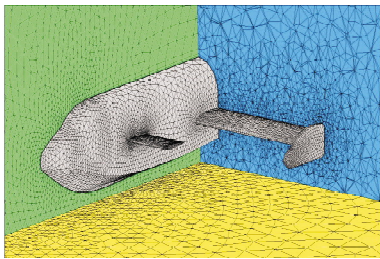


图 3 地效飞行器体网格划分

Fig. 3 Volume mesh generation of WIG craft

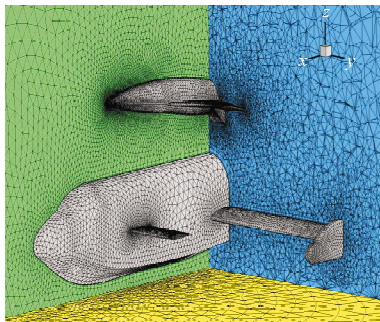


图 4 驮运状态体网格划分

Fig. 4 Volume mesh generation of piggyback state

$$\Phi = \lambda \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right)^2 + \mu \left[2 \left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + 2 \left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + 2 \left(\frac{\partial w}{\partial z} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right)^2 + \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 \right] \quad (6)$$

式中: p, ρ, T 分别为气体的压强、密度和温度; u, v, w 分别为 x, y, z 三个方向的速度分量(六个方程包含六个未知量);方程组封闭。

理论上讲,通过求解 N-S 方程组便可很好地描述流动情况,但是 N-S 方程计算过程十分复杂且耗时较多,故工程上通常采用将 N-S 方程对时间作平均处理的方法^[13],而该方法又增加了未知量,使控制方程组不封闭。

1.3 湍流模型

为了尽可能地模拟真实情况,本文气动特性分析时考虑粘性的影响,采用求解 N-S 方程的有限体积法。N-S 方程组^[12]能够比较准确地描述流体的实际流动,基于 N-S 方程组,大部分流动问题均可得到求解。N-S 方程组由包括 N-S 方程的如下六个方程构成。

连续方程:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V}) = 0 \quad (1)$$

动量方程:

$$\rho \frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} + \rho (\mathbf{V} \cdot \nabla) \mathbf{V} = \rho \mathbf{f} - \nabla p + \nabla (\lambda \nabla \cdot \mathbf{V}) + \nabla \cdot \mu [\boldsymbol{\varepsilon}] \quad (2)$$

能量方程:

$$\rho \frac{\partial h}{\partial t} + \rho (\mathbf{V} \cdot \nabla) h = \frac{\partial p}{\partial t} + (\mathbf{V} \cdot \nabla) p + \Phi + \nabla \cdot (k \nabla T) \quad (3)$$

状态方程:

$$p = \rho R T \quad (4)$$

其中,

$$[\boldsymbol{\varepsilon}] = \begin{bmatrix} 2 \frac{\partial u}{\partial x} & \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) & \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \\ \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) & 2 \frac{\partial v}{\partial y} & \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \\ \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) & \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) & 2 \frac{\partial w}{\partial z} \end{bmatrix} \quad (5)$$

因此,需要引入湍流模型使控制方程组封闭。S-A 模型是专为航空领域设计的湍流模型,它能够较好地模拟地面效应气动特性^[14],故本文选用 S-A 模型作为湍流模型。

1.4 边界条件

(1) 物面边界条件

地效飞行器及其驮运负载飞行器表面设置为

物面边界条件(Wall),该边界条件能够保证地效飞行器及其负载飞行器表面气流无滑移且不可穿透。

(2) 远场边界条件

本文所分析的地效飞行器,其巡航马赫数 $Ma=0.4$,此时流体的可压缩性不能被忽略。因此,对计算域的外围、距离地效飞行器较远的四个平面,选用压力远场边界条件(Pressure-Far-Field)。

(3) 对称边界条件

本文不研究地效飞行器及负载飞行器的滚转及侧滑情况,使用半模型法对地效飞行器及负载飞行器的巡航状态进行气动特性分析。因此,对计算域对称面的模拟选用对称边界条件(Symmetry),对地面(水面)的模拟也选用对称边界条件^[14]。该边界条件保证边界处法向速度为 0,而且其他变量在该边界处内外相等,即法向梯度也为 0。

2 气动分析

2.1 地效飞行器机翼安装角研究

地效飞行器具有巡航飞行高度低和机身长度长等特点,其迎角的变化对于整机的气动性能具有较大影响。为了增强地面效应及起飞性能,地效飞行器机翼安装角都比较大,通常在 6° 左右^[15]。本文通过研究气动特性随机翼安装角 i_0 的变化关系,以确定地效飞行器具有最佳升阻特性时对应的机翼安装角。

根据机翼安装角工况参数(如表 2 所示)建立 7 组模型,计算地效飞行器不同机翼安装角下的升力系数、阻力系数和升阻比,巡航马赫数为 0.4,机翼面积为 500 m^2 ,机翼平均气动弦长为 16 m,计算结果如图 5~图 7 所示。

表 2 机翼安装角工况参数

Table 2 Parameters of different working conditions of wing incidence angle

工况	机翼安装角/ $^\circ$	工况	机翼安装角/ $^\circ$
1	4.0	5	6.0
2	4.5	6	6.5
3	5.0	7	7.0
4	5.5		

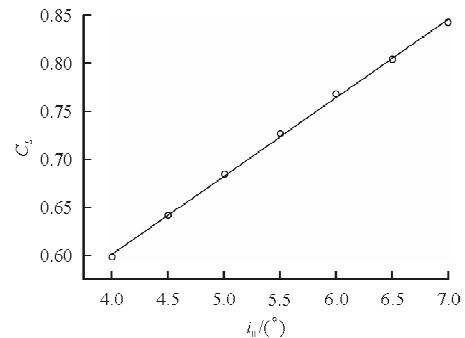


图 5 升力系数随机翼安装角的变化

Fig. 5 Curves of lift coefficient changing with wing incidence angle

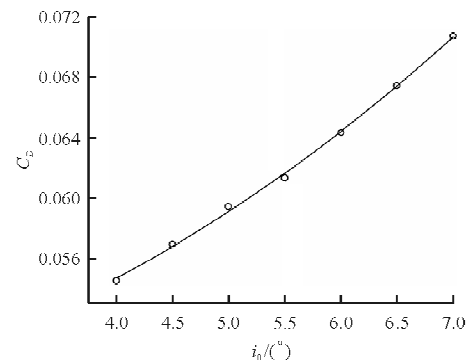


图 6 阻力系数随机翼安装角的变化

Fig. 6 Curves of drag coefficient changing with wing incidence angle

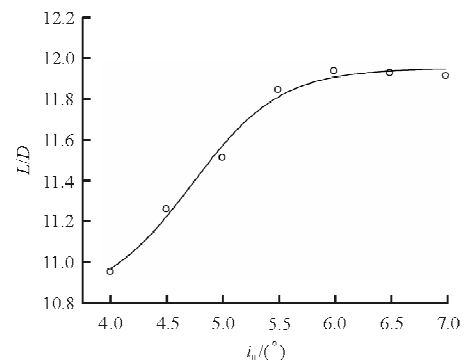


图 7 升阻比随机翼安装角的变化

Fig. 7 Curves of lift-drag ratio changing with wing incidence angle

从图 5~图 7 可以看出:地效飞行器的升力系数、阻力系数均随机翼安装角的增大而增大;当 i_0 在 $4.0^\circ \sim 5.5^\circ$ 时,地效飞行器的升阻比随机翼安装角的增大而增大;当 i_0 在 $5.5^\circ \sim 7.0^\circ$ 时,随着机翼安装角的增大,升阻比基本保持不变。

通过计算可得, $i_0 = 5.5^\circ$ 时, 升阻比较 $i_0 = 6.0^\circ$ 时减小 0.77%, 而阻力系数较 $i_0 = 6.0^\circ$ 时减小 4.67%。综合考虑升阻比与阻力的大小, 选取地效飞行器的机翼安装角 $i_0 = 5.5^\circ$, 以保证巡航飞行的经济性。

2.2 地效飞行器巡航飞行高度研究

地面效应的强弱通常与相对飞行高度成正比^[1]。相对飞行高度定义为

$$\bar{H} = H/MAC \quad (7)$$

式中: H 为飞行高度; MAC 为机翼平均气动弦长。

对于地效飞行器巡航高度的选取, 并没有较为准确的经验值。因此, 本文研究地效飞行器气动特性随相对飞行高度的变化关系, 以确定地效飞行器具有适宜的升阻特性时对应的相对飞行高度。

根据相对飞行高度工况参数(如表 3 所示)建立 5 组模型, 计算地效飞行器在不同相对飞行高度下的升力系数、阻力系数和升阻比, 巡航马赫数为 0.4, 机翼面积为 500 m^2 , 机翼平均气动弦长为 16 m, 计算结果如图 8~图 10 所示。

表 3 相对飞行高度工况参数

Table 3 Parameters of different working conditions of relative flight height

工况	相对飞行高度	工况	相对飞行高度
1	0.50	4	1.50
2	0.75	5	2.00
3	1.00		

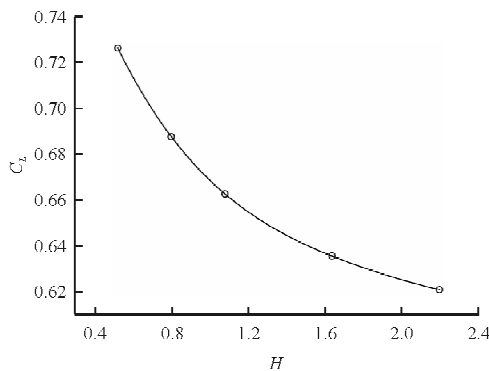


图 8 升力系数随相对飞行高度的变化

Fig. 8 Curves of lift coefficient changing with relative flight height

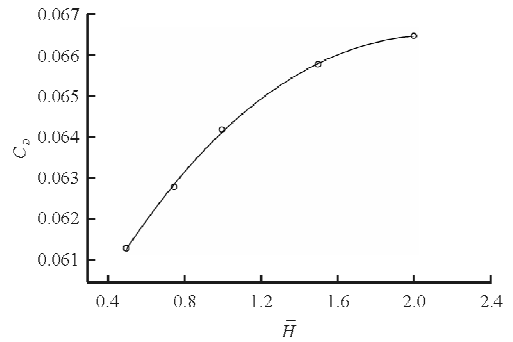


图 9 阻力系数随相对飞行高度的变化

Fig. 9 Curves of drag coefficient changing with relative flight height

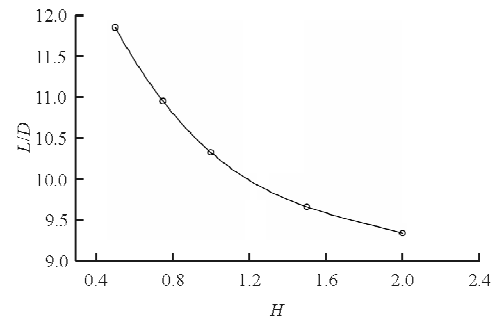


图 10 升阻比随相对飞行高度的变化

Fig. 10 Curves of lift-drag ratio changing with relative flight height

从图 8~图 10 可以看出: 地效飞行器的升力系数、升阻比随相对飞行高度的增大而减小; 阻力系数随相对飞行高度的增大而增大。表明减小相对飞行高度既可增加升力又能减小阻力, 从而增加全机的升阻比。但较低的巡航飞行高度会影响飞机的安全性和操纵性, 综合考虑升阻比与巡航飞行的安全性、操纵性, 选取地效飞行器巡航飞行的最佳相对飞行高度为 0.50, 对应的巡航高度为 8 m。

2.3 负载飞行器巡航状态迎角研究

地效飞行器驮运负载飞行器巡航飞行时的气动特性与两机之间的位置、角度有关。两机重心位置的关系限制了二者的横向位置关系, 两机之间固定与分离装置纵向高度应设计的较低以减轻结构重量, 这限制了二者的纵向位置关系。由于地效飞行器巡航飞行高度较低, 机身较长, 考虑到浪涌的影响, 一定的飞行迎角会增加机身触水的概率, 不利于地效飞行器的安全性和操纵性。因此, 两机巡航飞行时设定地效飞行器的迎角 $\alpha_c = 0^\circ$ 。综上所述

述,本文通过改变负载飞行器的迎角 α_1 来研究地效飞行器驮运负载飞行器巡航飞行时的气动特性,通过对负载飞行器迎角的选取获得两机巡航状态最佳升阻特性。

根据负载飞行器迎角工况参数(如表 4 所示)建立 9 组模型,计算负载飞行器在不同迎角下的总升力系数、总阻力系数和总升阻比,巡航马赫数为 0.4,机翼面积为 500 m^2 ,机翼平均气动弦长为 16 m ,计算结果如图 11~图 13 所示。

表 4 负载飞行器迎角工况参数

Table 4 Parameters of different working conditions of angle of attack of load aircraft

工况	负载飞行器巡航迎角/ $^\circ$	工况	负载飞行器巡航迎角/ $^\circ$
1	0	6	5
2	1	7	6
3	2	8	7
4	3	9	8
5	4		

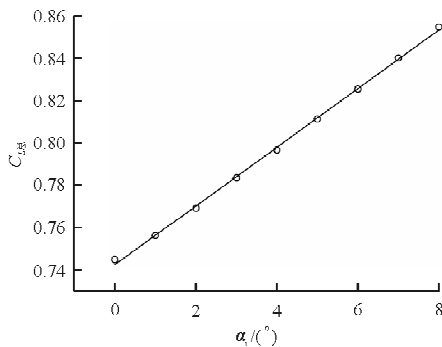


图 11 总升力系数随负载飞行器迎角的变化
Fig. 11 Curves of lift coefficient changing with angle of attack of load aircraft

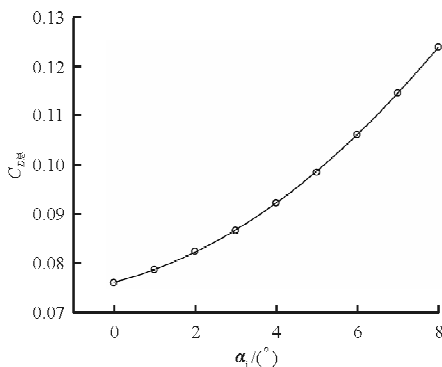


图 12 总阻力系数随负载飞行器迎角的变化
Fig. 12 Curves of drag coefficient changing with angle of attack of load aircraft

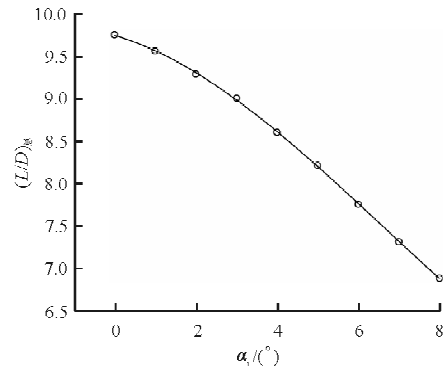


图 13 总升阻比随负载飞行器迎角的变化
Fig. 13 Curves of lift-drag ratio changing with angle of attack of load aircraft

从图 11~图 13 可以看出:两机总升力系数、总阻力系数随负载飞行器迎角的增大而增大;总升阻比随负载飞行器迎角的增大而减小。表明负载飞行器迎角越小,驮运巡航状态飞行时两机的巡航经济性越好。

由于两机巡航姿态需要保证在能够顺利过渡到分离姿态的前提下两机的升阻特性最佳,不能仅根据驮运巡航飞行时两机的巡航经济性来选择负载飞行器的最佳巡航迎角。而两种姿态的过渡与负载飞行器的升阻特性相关,因此,还需分析负载飞行器的气动特性,计算结果如图 14~图 16 所示。

从图 14~图 16 可以看出:

①负载飞行器的升力系数随其迎角的增大呈线性增大趋势,当 $\alpha_1 = 3^\circ$ 时,负载飞行器的升力系数 $C_{L2} = 0.13$,此时负载飞行器自身的升力为

$$L_2 = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_{L2} = 154.56 \text{ t}$$

而负载飞行器自身的质量为 150 t ,可见,当 $\alpha_1 = 3^\circ$ 时,负载飞行器的升力刚好可以克服自身重力;当 $\alpha_1 < 3^\circ$ 时,负载飞行器的升力不足以克服自身重力,而分离状态的负载飞行器必须保证足够大的迎角以提供足够的竖直方向加速度实现垂向分离。因此,过小的负载飞行器巡航迎角势必增加两机从巡航状态过渡到分离状态的复杂性,不利于从巡航状态过渡到分离状态的安全性与可靠性。

②负载飞行器的阻力系数随其迎角的增大而增大。

③负载飞行器的升阻比随其迎角的增大而先增大后减小,当 $\alpha_1 = 3^\circ$ 时升阻比达到最大值,此时

负载飞行器的巡航经济性最佳。

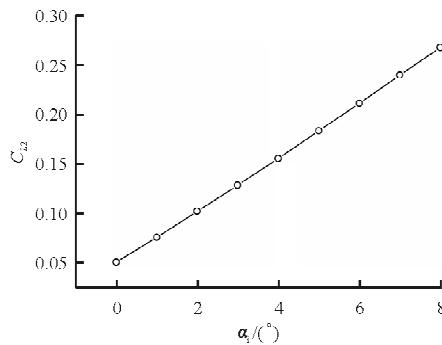


图 14 负载飞行器的升力系数随其迎角的变化
Fig. 14 Curves of lift coefficient of load aircraft changing with angle of attack

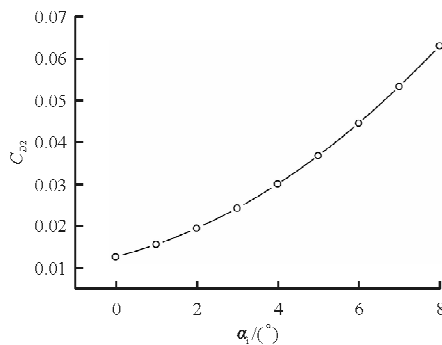


图 15 负载飞行器的阻力系数随其迎角的变化
Fig. 15 Curves of drag coefficient of load aircraft changing with angle of attack

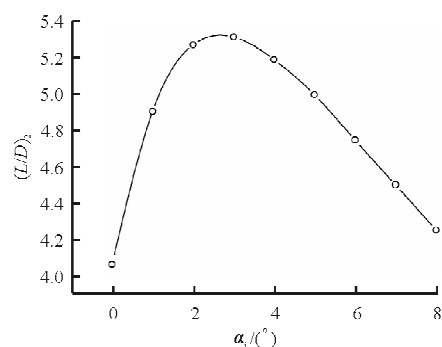


图 16 负载飞行器的升阻比随其迎角的变化
Fig. 16 Curves of lift-drag ratio of load aircraft changing with angle of attack

综合分析图 11~图 16,选取负载飞行器巡航最佳迎角 $\alpha_i = 3^\circ$ 。此迎角既能保证较好的两机巡航经济性,又能保证最佳的负载飞行器巡航经济性,同时有利于从巡航状态过渡到分离状态的安全性及可靠性。

3 结 论

(1) 地效飞行器的升力系数及阻力系数均随机翼安装角的增大而增大,升阻比随机翼安装角的增大而先增大后基本保持不变,综合考虑升阻比与阻力的大小,选取地效飞行器机翼的最佳安装角为 5.5° 。

(2) 地效飞行器的升力系数及升阻比均随相对飞行高度的增大而减小,阻力系数随相对飞行高度的增大而增大,综合考虑升阻比与巡航飞行的安全性、操纵性,选取地效飞行器巡航飞行的最佳相对飞行高度为 0.50,对应的巡航高度为 8 m。

(3) 地效飞行器驮运负载飞行器巡航状态的升力系数及阻力系数均随负载飞行器巡航迎角的增大而增大,总升阻比随负载飞行器巡航迎角的增大而减小,综合考虑巡航经济性以及从巡航状态过渡到分离状态的安全性及可靠性,选取驮运巡航状态下负载飞行器的最佳迎角为 3° 。

参考文献

- [1] Yun L, Bliault A, Doo J. WIG craft and ekranoplan: ground effect craft technology[M]. US: Springer, 2010.
- [2] 周常尧, 华阳, 刘振兴. 地效飞行器的发展现状及军事应用研究[J]. 航空科学技术, 2006(1): 23-27.
Zhou Changyao, Hua Yang, Liu Zhenxing. Study on actual state and military application of wing in ground effect craft [J]. Aeronautical Science and Technology, 2006(1): 23-27. (in Chinese)
- [3] 郭卫刚, 侯志强, 曾儒伟. 地效飞行器及其军事价值[J]. 飞航导弹, 2009(7): 43-46.
Guo Weigang, Hou Zhiqiang, Zeng Ruwei. The WIG craft and its military value[J]. Winged Missiles Journal, 2009(7): 43-46. (in Chinese)
- [4] 顾诵芬, 崔尔杰. 填补运输效率的黄金空白——地面效应原理与地效飞行器[J]. 现代军事, 2005(3): 10-11.
Gu Songfen, Cui Erjie. Fill the void in the transport efficiency—wing in ground effect and the WIG craft[J]. Comilit, 2005(3): 10-11. (in Chinese)
- [5] Harden Monroe B Jr. Cost effectiveness analysis of wingship combatants[D]. Monterey CA: Naval Postgraduate School, 1994.
- [6] 温杰. 波音公司的新大鸟——“鹈鹕”地效翼远程巨型运输机[J]. 舰载武器, 2004: 80-83.
Wen Jie. Pelican ultra large transport aircraft[J]. Shipborne Weapons, 2004: 80-83. (in Chinese)
- [7] Major. 取水凌空——“里海怪物”家族史[J]. 海陆空天惯性世界, 2010(10): 78-94.

- Major. Family history of soviet ground-effect vehicles[J]. NASA & Inertial Technology, 2010(10): 78-94. (in Chinese)
- [8] 叶新苗, 刘毅, 钱智声. 地效翼艇三维组合翼气动特性计算分析[J]. 中国舰船研究, 2009, 4(4): 22-27.
Ye Xinmiao, Liu Yi, Qian Zhisheng. Computational analysis on the aerodynamic characteristics of combined wing of WIG craft[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2009, 4(4): 22-27. (in Chinese)
- [9] 周丹杰, 曹德一, 东海宁. 国内外地效飞行器实验研究[J]. 战术导弹技术, 2010(3): 38-42.
Zhou Danjie, Cao Deyi, Dong Haining. Experimental research on wing-in-ground-effect vehicle[J]. Tactical Missile Technology, 2010(3): 38-42. (in Chinese)
- [10] 杜莉, 杨向晖, 叶恒奎, 等. 二维地效翼气动性能计算研究[J]. 中国舰船研究, 2008, 3(4): 50-53.
Du Li, Yang Xianghui, Ye Hengkuai, et al. Computational investigation on the aerodynamic performance of 2D wing-in-ground effect[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2008, 3(4): 50-53. (in Chinese)
- [11] 岳锋, 石亚军, 李凤蔚. 基于 N-S 方程的地面效应数值模拟研究[J]. 航空计算技术, 2005, 35(2): 62-65.
Yue Feng, Shi Yajun, Li Fengwei. Simulation of wing in ground effect based on N-S equations [J]. Aeronautical Computing Technique, 2005, 35(2): 62-65. (in Chinese)
- [12] 王保国. N-S 方程组的通用形式及近似因式分解[J]. 应用数学和力学, 1988, 9(2): 75-82.
Wang Baoguo. One general form of Navier-Stokes equations and implicit factored scheme[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 1988, 9(2): 75-82. (in Chinese)
- [13] 王福军. 计算流体力学分析——CFD 软件原理与应用 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.
Wang Fujun. Computational fluid dynamics — theory and application of CFD [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2004. (in Chinese)
- [14] 陈晓明, 徐惠民. 地效飞行器近水面巡航气动特性数值模拟[J]. 江苏航空, 2014(4): 12-16.
Chen Xiaoming, Xu Huimin. Numerical simulation of aerodynamic characteristics of the cruise state above the water of the WIG craft[J]. Jiangsu Aviation, 2014(4): 12-16. (in Chinese)
- [15] 叶永林. 地效翼船总体性能设计技术[J]. 船舶力学, 2002, 6(5): 95-103.
Ye Yonglin. Conceptual design of WIG craft[J]. Journal of Ship Mechanics, 2002, 6(5): 95-103. (in Chinese)

作者简介:

何思元(1992—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞机总体设计、计算流体力学。

聂宏(1960—),男,博士,教授,博导。主要研究方向:飞行器起落装置设计技术、飞行器结构抗疲劳设计。

魏小辉(1978—),男,博士,教授,博导。主要研究方向:飞行器起落装置设计技术、飞行器 CAD/CAE 与飞行仿真。

朱恩泽(1992—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞机总体设计。

(编辑:马文静)