2012 年 10 月 北京航空航天大学学报 October 2012
第38卷 第10期 Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics Vol. 38 No. 10

综合热力学模型的平流层飞艇上升轨迹优化

郭 虓 祝 明 武 哲

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对平流层飞艇的上升轨迹优化问题,综合热力学模型进行了研究. 主要分析了飞艇基本热力学行为,研究了蒙皮及内部气体的能量方程并建立了详细的飞艇动力学和运动学模型. 在热力学、动力学和运动学分析的基础上,建立了以飞行时间为优化目标的平流层飞艇的轨迹优化模型. 利用直接配点法将轨迹优化问题转化为非线性优化问题,再通过非线性求解器 SNOPT(Sparse Nonlinear Optimizer)对不同场景的问题进行最优化轨迹求解. 优化结果表明:热力学效应对优化轨迹有较大影响,在上升过程中,太阳能辐射为主要影响因素,另外风场也对换热量有一定影响.

关 键 词: 飞艇; 热力学; 轨迹优化; 序列二次规划

中图分类号: V 19

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)10-1346-06

Ascent trajectory optimization for stratospheric airships with thermal effects

Guo Xiao Zhu Ming Wu Zhe

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In respect for ascent trajectory optimization of stratospheric airship, a research was conducted with the thermal effects. Basic thermal characteristics of the stratospheric airship and the energy equations about the ship film and the internal gas were introduced. Besides, the equations of motion for the airship were described in detail. To minimum the flight time, a trajectory optimization problem was constructed and then converted into a parameter optimization problem by a direct collocation method. In different scenarios, the optimal trajectories were developed by a numerical nonlinear solver, sparse nonlinear optimizer (SNOPT). It shows that the solutions are greatly affected by the thermal behaviors. Solar irradiation is the most important factor during ascent, and in addition, the natural wind also affects the thermal transfer of convection.

Key words: airships; thermodynamics; trajectory optimization; sequential quadratic programming

平流层飞艇是一种能在平流层空域长时驻留的飞行平台. 由于其低消耗和高空长航时的特点,为环境观察、通信中继和军事打击都提供了很好的平台基础[1].

平流层空域具有密度低、太阳辐射强等特点. 由于较低的空气密度使得平流层飞艇的设计体积较大,静浮力受热环境影响大,所以热力学模型的相关分析对平流层飞艇的设计有着重要影响. 文献[2]在 1974 年针对高空气球的热力学行为进行了数值估算;随后文献[3]通过建立无动力的高空气球的热力学和动力学相结合的模型进行了综合分析;而针对平流层飞艇,文献[4]详细分析了其在上升过程中的热力学效应,但是没有考虑飞艇在上升过程中的实际飞行情况,采用的是假定的上升轨迹进行仿真计算.

另一方面,关于平流层飞行的轨迹优化也有不少尝试. 文献[5]首先根据动力学约束,得到了以最短路径为性能指标的轨迹,但其所建立的质点模型过于简单且避开了大风区,没有考虑风场的影响. 文献[6]利用韩国高空飞艇平台建立了

收稿日期: 2011-12-21; **网络出版时间**: 2012-04-01 12:00

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120401.1200.007.html

作者简介: 郭 虓(1986 -),男,四川内江人,博士生,xiaoguo@ase.buaa.edu.cn.

三维的平流层飞艇轨迹优化问题,并进行优化求解,结果说明风场对优化轨迹有一定影响,但模型忽略了热力学相关效应. 文献[7]于 2009 年在原来的研究工作基础上细化了模型并引入了 2 维平面风场的影响以讨论风能对上升轨迹优化的影响,随后在文献[8]中提出了飞艇上升过程中能量供给关系的研究.

本文结合热力学模型和动力学、运动学模型对平流层飞艇进行了详细的建模,并考察了以飞行时间为优化目标的轨迹优化问题,分析了热力学效应对最优轨迹飞行状态的影响.

1　平流层飞艇模型

1.1　基本设计参数

本文所使用的飞艇基本参数引自韩国设计的高空平流层飞艇[6],具体数值见表 1. 主气囊自由膨胀,副气囊通过压力阀进行实时调节使飞艇保持流线型外形,并使内外压力差在安全范围之内.

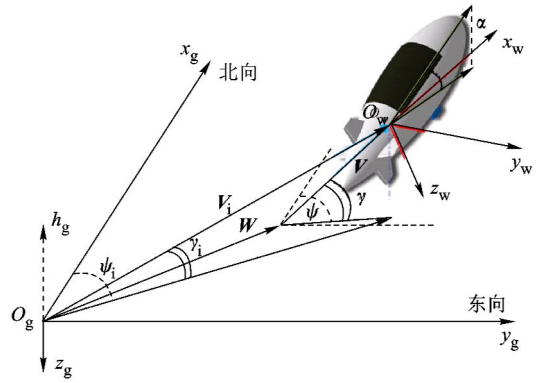
表 1　平流层飞艇基本设计参数表[6]

设计参数	数值	设计变量	数值
最大空速 V_{max}/(m·s^{-1})	30	艇表面积 S/m^2	25 564
最大爬升角 Γ/(°)	30	囊皮重量 m_f/kg	6 385
艇长 L/m	200	起飞重量 m_0/kg	21 726
艇总体积 U/m^3	265 746	压力高度 h_p/km	24

1.2　平流层飞艇运动学与动力学模型

1.2.1　运动学模型

建立两个坐标系以描述飞艇运动:地面惯性坐标系 $Px_gy_gz_g$ 和气流坐标系 $Px_wy_wz_w$. 地面惯性系原点 O_g 选择为放飞点,气流坐标系原点 O_w 为飞艇体心,两个坐标系具体描述见图 1.



$h_g = -z_g$ 表示高度参数;飞艇的相对爬升角 γ 为飞艇空速与地面夹角;相对偏航角 ψ 为空速的地面投影与北向夹角.

图 1　坐标系定义

假设地面为一无限延长平面并忽略地球自转,所以惯性速度可以表示为

$$\boldsymbol{V}_i = [\dot{x}_g, \dot{y}_g, \dot{z}_g]^T \tag{1}$$

惯性速度等于飞艇空速和环境风速的矢量和:

$$\boldsymbol{V}_i = \boldsymbol{V} + \boldsymbol{V}_w \tag{2}$$

在惯性坐标系中表示为

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_g \\ \dot{y}_g \\ \dot{z}_g \end{bmatrix} = \boldsymbol{R}_{wg}^T \boldsymbol{V} + \begin{bmatrix} w_e \\ w_n \\ 0 \end{bmatrix} \tag{3}$$

其中,$\boldsymbol{R}_{wg}$是气流坐标系到惯性坐标系的转换矩阵,可表示为

$$\boldsymbol{R}_{wg} = \begin{bmatrix} \gamma_c\psi_c & \gamma_c\psi_s & -\gamma_s \\ \gamma_s\psi_c\phi_s - \psi_s\phi_c & \gamma_s\psi_s\phi_s + \psi_c\phi_c & \gamma_c\phi_s \\ \gamma_s\psi_c\phi_c + \psi_s\phi_s & \gamma_s\psi_s\phi_c - \psi_c\phi_s & \gamma_c\phi_c \end{bmatrix} \tag{4}$$

其中　$\gamma_s = \sin\gamma$　$\gamma_c = \cos\gamma$　$\psi_s = \sin\psi$

$\psi_c = \cos\psi$　$\phi_s = \sin\phi$　$\phi_c = \cos\phi$

ϕ 为飞艇滚转角.

由于优化问题取 h_g 为状态变量,所以式(3)转化为

$$\left.\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{x}_g \\ \dot{y}_g \\ \dot{h}_g \end{bmatrix} &= \boldsymbol{e}(\boldsymbol{R}_{wg}^T \boldsymbol{V}) + \begin{bmatrix} w_e \\ w_n \\ 0 \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{e} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \end{aligned}\right\} \tag{5}$$

1.2.2　动力学模型

假设飞艇为刚体,忽略其弹性效应. 由牛顿第二定律,平流层飞艇动力学方程为

$$\left.\begin{aligned} \sum \boldsymbol{F} &= \frac{\mathrm{d}(\boldsymbol{M}\boldsymbol{V}_i)}{\mathrm{d}t} \\ \sum \boldsymbol{F} &= \dot{\boldsymbol{M}}\boldsymbol{V}_i + \boldsymbol{M}\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{V}_i}{\mathrm{d}t} \end{aligned}\right\} \tag{6}$$

选取气流坐标系作为参考坐标系,惯性速度及其导数都需转化到气流坐标系中进行表示:

$$\boldsymbol{V}_i = \boldsymbol{V}|_w + \boldsymbol{V}_w \tag{7}$$

而惯性速度的导数可由式(8)表示:

$$\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{V}_i}{\mathrm{d}t} = \left.\frac{\delta \boldsymbol{V}}{\delta t}\right|_w + \boldsymbol{\omega}_w \times \boldsymbol{V} + \boldsymbol{R}_{wg}\left.\frac{\delta \boldsymbol{V}_w}{\delta t}\right|_g \tag{8}$$

其中各项具体内容见式(9)和式(10).

$$\left.\begin{aligned} \left.\frac{\delta \boldsymbol{V}}{\delta t}\right|_w &= \begin{bmatrix} \dot{V} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{R}_{wg}\left.\frac{\delta \boldsymbol{V}_w}{\delta t}\right|_g &= \begin{bmatrix} \dot{w}_{wx} \\ \dot{w}_{wy} \\ \dot{w}_{wz} \end{bmatrix} \end{aligned}\right\} \tag{9}$$

$$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{w}} = \begin{bmatrix} \dot{p}_{\mathrm{w}} \\ \dot{q}_{\mathrm{w}} \\ \dot{r}_{\mathrm{w}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\gamma \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi\cos\gamma \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi\cos\gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\gamma} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \tag{10}$$

式(6)中,$\boldsymbol{M}$ 是飞艇起飞质量和附加惯性质量的总和. 附加惯性质量为飞行器由于运动所排开的空气对其的反作用效应. 对于体积小的飞行器,其作用可以忽略,而平流层飞艇体积较大,产生的附加惯性质量较大. 综合考虑,$\boldsymbol{M}$ 可表示为式(10).

$$\boldsymbol{M} = m\boldsymbol{I} + \begin{bmatrix} k_1 & 0 & 0 \\ 0 & k_2 & 0 \\ 0 & 0 & k_3 \end{bmatrix} \rho U \tag{11}$$

其中,$k_1 = 0.083$;$k_2 = k_3 = 0.86$;等号右边后一项为附加惯性质量项;k_{i} 为附加惯性系数[6],可通过飞艇外形尺寸计算得到. 将飞艇艇身看作双椭球外形,文献[9]进行了详细的介绍.

1.2.3 *受力分析*

作用于飞艇上的外力包括气动升力 $\boldsymbol{L}$,气动阻力 $\boldsymbol{D}$,推力 $\boldsymbol{T}$,自身重力 $\boldsymbol{G}$ 和浮力 $\boldsymbol{B}$. 所以

$$\boldsymbol{F} = \boldsymbol{G} + \boldsymbol{B} + \boldsymbol{L} + \boldsymbol{D} + \boldsymbol{T} \tag{12}$$

并且,各项外力在气流坐标系中表示为

$$\boldsymbol{G}|_{\mathrm{w}} + \boldsymbol{B}|_{\mathrm{w}} = \boldsymbol{R}_{\mathrm{wg}} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg - B \end{bmatrix}\Bigg|_{\mathrm{g}} \tag{13}$$

$$\boldsymbol{T}|_{\mathrm{w}} + \boldsymbol{D}|_{\mathrm{w}} + \boldsymbol{L}|_{\mathrm{w}} = \begin{bmatrix} T\cos\alpha\cos\beta - D \\ T\cos\alpha\sin\beta + C \\ -T\sin\alpha - L \end{bmatrix} \tag{14}$$

其中 β 表示侧滑角. 将式(7) ~ 式(14)代入式(6),可得到平流层飞艇在气流坐标系中动力学方程的表达.

考虑飞艇在实际的转弯飞行中,转弯方式多样,为使优化问题泛化,考虑偏航角 ψ 作为具体的控制量以取代上述两方面的作用,并假设 $\phi = 0$. 结合式(5)和式(6),平流层飞艇运动学和动力学模型可描述为

$$\left.\begin{aligned} \dot{V} &= \frac{F_x - \sin\gamma(mg - B) - \dot{M}(V + w_{wx})}{M} - \dot{w}_{wx} \\ \dot{\gamma} &= \frac{-F_y\sin\phi - F_z\cos\phi - \cos\gamma(mg - B)}{MV} + \frac{\dot{w}_{wz}}{V} \\ \dot{x}_{\mathrm{g}} &= \cos\gamma\cos\psi V + w_{\mathrm{n}} \\ \dot{y}_{\mathrm{g}} &= \cos\gamma\sin\psi V + w_{\mathrm{e}} \\ \dot{h}_{\mathrm{g}} &= \sin\gamma V \end{aligned}\right\} \tag{15}$$

1.3 平流层飞艇热力学模型

1.3.1 *热力学方程*

平流层飞艇的热力学环境较为复杂,主要包括内外部热力学环境. 飞艇内部主要由氦气囊和空气副气囊组成,氦气囊不与外界进行质量交换,只与空气囊、飞艇蒙皮和外界环境进行热交换. 在上升过程中,氦气囊受高度和热环境影响,会进行膨胀或压缩动作,为保持飞艇的气动外形和蒙皮适度的张力,空气副气囊在进行热交换的同时会通过阀门与外界进行气体交换.

将氦气、空气和外部的蒙皮分别看作单个热力学对象,假设三者的温度处处均匀,气体体积及压强满足式(16)和式(17):

$$U_{\mathrm{air}} + U_{\mathrm{he}} = U \tag{16}$$

$$P_{\mathrm{air}} = P_{\mathrm{he}} = P_{\mathrm{atm}} + \Delta P \tag{17}$$

气体满足完全气体方程

$$U_{\mathrm{he}}P_{\mathrm{he}} = R_{\mathrm{he}}m_{\mathrm{he}}T_{\mathrm{he}} \tag{18}$$

$$U_{\mathrm{air}}P_{\mathrm{air}} = R_{\mathrm{air}}m_{\mathrm{air}}T_{\mathrm{air}} \tag{19}$$

热力学方程可表示为式(20):

$$\left.\begin{aligned} m_{\mathrm{f}}C_{p\mathrm{f}}\frac{\mathrm{d}T_{\mathrm{f}}}{\mathrm{d}t} &= Q_{\mathrm{f}} \\ m_{\mathrm{he}}C_{p\mathrm{he}}\frac{\mathrm{d}T_{\mathrm{he}}}{\mathrm{d}t} &= Q_{\mathrm{he}} + U_{\mathrm{he}}\frac{\mathrm{d}P_{\mathrm{he}}}{\mathrm{d}t} \\ m_{\mathrm{air}}C_{p\mathrm{air}}\frac{\mathrm{d}T_{\mathrm{air}}}{\mathrm{d}t} &= Q_{\mathrm{air}} + U_{\mathrm{air}}\frac{\mathrm{d}P_{\mathrm{air}}}{\mathrm{d}t} \end{aligned}\right\} \tag{20}$$

其中,m,C_p,T 以及 Q 分别表示气体或蒙皮的质量、定压比热、温度及换热量;U,P 和 R 分别表示气体体积、压强和气体常数. 飞艇上升过程中,式(20)中的空气质量 m_{air} 为保证飞艇体积不变的约束,会根据热效应和环境压强的变化而变化. 在满足式(16)和式(17)的约束下,将式(18)和式(19)左右两端分别相加并对时间求导可得式(21).

$$\frac{\mathrm{d}m_{\mathrm{air}}}{\mathrm{d}t} = \frac{U}{R_{\mathrm{air}}}\left(-\frac{P_{\mathrm{air}}}{T_{\mathrm{air}}^2}\frac{\mathrm{d}T_{\mathrm{air}}}{\mathrm{d}t} + \frac{1}{T_{\mathrm{air}}}\frac{\mathrm{d}P_{\mathrm{air}}}{\mathrm{d}t}\right) = \frac{U}{R_{\mathrm{air}}}\left(-\frac{P_{\mathrm{atm}} + \Delta P}{T_{\mathrm{air}}^2}\frac{\mathrm{d}T_{\mathrm{air}}}{\mathrm{d}t} + \frac{1}{T_{\mathrm{air}}}\frac{\mathrm{d}P_{\mathrm{atm}}}{\mathrm{d}t}\right) \tag{21}$$

由于 $M = m_{\mathrm{air}} + m_{\mathrm{he}} + m_{\mathrm{net}}$,并且 m_{he} 和 m_{net} 分别为氦气质量和飞艇固定质量部分,上升过程中不会变化,所以 $\mathrm{d}M/\mathrm{d}t = \mathrm{d}m_{\mathrm{air}}/\mathrm{d}t$. 在优化计算中引入 M 作为状态变量以考虑热环境对静浮力的影响.

如图 2 所示,外部辐射换热主要包括了太阳直射、地面和云层的反射、环境散射和红外辐射几个部分,内部辐射换热以各气体和蒙皮之间相互的红外辐射为主. 对流换热部分包括了外部的对

流换热和内部的自然对流换热两个部分,以下针对辐射换热和对流换热模型进行介绍.

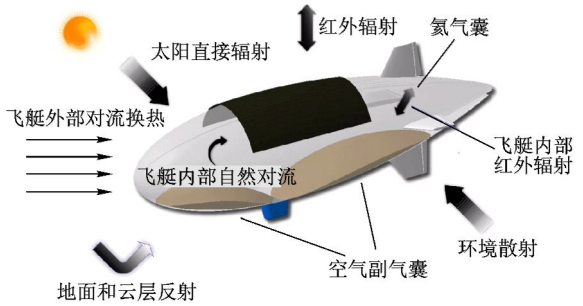


图 2　平流层飞艇热力学模型示意图

1.3.2　辐射换热模型

可见光辐射包括太阳直射、地面和云层反射及环境散射 3 部分,相比其他环境因素,太阳辐射量可预测性较好,主要随时间和高度有规律地变化. 具体可表示为

$$I_{\mathrm{d}} = I_{0\mathrm{n}} T_{\mathrm{R}} T_{\mathrm{g}} T_{\mathrm{w}} T_{\mathrm{a}} \cos\theta_{\mathrm{z}} \tag{22}$$

各项具体表达式可参见文献[10].

地面和云层反射和散射的部分可分别以太阳直射率乘以一个相应的系数来进行估算[4,11].

平流层飞艇的氦气囊、空气副气囊、蒙皮和外部环境之间的红外辐射换热量可表示为

$$Q_{\mathrm{ir}} = \varepsilon\sigma(T_1^4 - T_2^4)S \tag{23}$$

其中,σ 为 Stefan-Boltzmann 常数;ε 为气体或蒙皮的红外发射率,等于各自的吸收率.

假设天空环境在适当高度下为一黑体,定义环境温度为黑体温度 T_{bb},表达式见文献[3].

1.3.3　对流换热模型

对流换热量一般计算式为

$$Q_{\mathrm{c}} = h_{\mathrm{c}} \Delta T A \tag{24}$$

其中,A 为对流换热有效面积;ΔT 为换热双方温差;对流换热系数 h_{c} 可表示为

$$h_{\mathrm{c}} = Nu\lambda / L \tag{25}$$

其中,Nu 为努塞尔数;λ 为气体导热系数;L 为特征尺寸[12].

根据自然对流换热和强制对流换热的不同换热形式,Nu 的近似计算式也不同[3],主要分为自然对流换热和强制对流换热两种,具体计算情况的划分和公式可参见文献[3].

飞艇内部为自然对流换热,飞艇外部为强制对流换热,所以式中换热量可由以下公式进行计算得到:

$$Q_{\mathrm{f}} = Q_{\mathrm{sr(f)}} + Q_{\mathrm{ir(he-f)}} + Q_{\mathrm{ir(air-f)}} + Q_{\mathrm{c(atm-f)}} + Q_{\mathrm{c(air-f)}} + Q_{\mathrm{c(he-f)}} + \varepsilon_{\mathrm{f}}\sigma(T_{\mathrm{bb}}^4 - T_{\mathrm{f}}^4)S_{\mathrm{f}} \tag{26}$$

$$Q_{\mathrm{he}} = Q_{\mathrm{sr(he)}} - Q_{\mathrm{ir(he-f)}} - Q_{\mathrm{c(he-f)}} + Q_{\mathrm{air-he}} + \varepsilon_{\mathrm{he}}\sigma(T_{\mathrm{bb}}^4 - T_{\mathrm{he}}^4)S_{\mathrm{he}} \tag{27}$$

$$Q_{\mathrm{air}} = Q_{\mathrm{sr(air)}} - Q_{\mathrm{c(air-f)}} - Q_{\mathrm{ir(air-f)}} - Q_{\mathrm{air-he}} + \varepsilon_{\mathrm{air}}\sigma(T_{\mathrm{bb}}^4 - T_{\mathrm{air}}^4)S_{\mathrm{air}} \tag{28}$$

$$Q_{\mathrm{air-he}} = \varepsilon_{\mathrm{air-he}}\sigma(T_{\mathrm{air}}^4 - T_{\mathrm{he}}^4)S_{\mathrm{air-he}} + (T_{\mathrm{air}} - T_{\mathrm{he}})S_{\mathrm{air-he}} / (1/h_{\mathrm{air-f}} + 1/h_{\mathrm{he-f}} + \delta_{\mathrm{f}}/\lambda_{\mathrm{tf}}) \tag{29}$$

2　大气环境模型

根据标准大气模型,假设大气密度只随高度变化,利用多项式可拟合标准大气模型[7],环境温度和压强可通过相同的办法拟合得到[13].

风场模型采用 1993 年美国海军研究实验室公布的 HWM93 模型[14]. 选取 116°0.0′E 和 40°0.0′N作为位置信息,季节选取夏天,利用多项式拟合风场模型.

3　轨迹最优化建模

在上升轨迹优化中,以飞行时间为优化目标:

$$J = t_{\mathrm{f}} \tag{30}$$

选取状态变量 $\boldsymbol{s} \in \mathbf{R}^8$ 和控制变量 $\boldsymbol{u} \in \mathbf{R}^3$ 进行优化求解. 两者具体包括以下变量:

$$\boldsymbol{s} = [V, \gamma, x_{\mathrm{g}}, y_{\mathrm{g}}, h_{\mathrm{g}}, M, T_{\mathrm{s}}, T_{\mathrm{he}}] \tag{31}$$

$$\boldsymbol{u} = [F, \alpha, \psi] \tag{32}$$

轨迹优化问题的约束主要包括变量范围约束、轨迹约束和端点约束. 其中轨迹约束包括了状态变量的微分方程(包括式(15)、式(20)和式(21))和飞艇飞行能力限制(式(33)和式(34)).

$$\left.\begin{aligned} 0 \leqslant p_{\mathrm{need}} &\leqslant p_{\max} \\ \eta &= 100\,\mathrm{kW} \times 0.63 \end{aligned}\right\} \tag{33}$$

$$\left.\begin{aligned} -10\,\mathrm{m/s} \leqslant \dot{h}_{\mathrm{g}}(t) &\leqslant 10\,\mathrm{m/s} \\ -1\,\mathrm{kN} \leqslant \dot{T}(t) &\leqslant 1\,\mathrm{kN} \\ -0.5^\circ \leqslant \dot{\alpha} &\leqslant 0.5^\circ \\ 0.6^\circ \leqslant \dot{\psi} &\leqslant 0.6^\circ \end{aligned}\right\} \tag{34}$$

优化轨迹起始点为海拔 100 m 起飞,最后到达海拔高度为 19.5 km 的正上方. 式(35)和式(36)描述了其他的端点约束.

$$\left.\begin{aligned} V(t_0) &= 8\,\mathrm{m/s} \\ \gamma(t_0) &= 0^\circ \\ M(t_0) &= \rho(h_0) U_{\mathrm{h}} \\ \gamma(t_{\mathrm{f}}) &= 0^\circ \\ T_{\mathrm{he}}(t_0) &= T_{\mathrm{air}}(t_0) = T_{\mathrm{atm}}(h_{\mathrm{g0}}) \end{aligned}\right\} \tag{35}$$

$$(V_{\mathrm{tf}}\cos\gamma_{tf}\cos\psi_{\mathrm{tf}} + w_{\mathrm{n}})^2 + (V_{\mathrm{tf}}\cos\gamma_{\mathrm{tf}}\sin\psi_{\mathrm{tf}} + w_{\mathrm{e}})^2 \leqslant V_{\mathrm{utf}}^2 \tag{36}$$

表 2 具体描述了各个变量的取值范围限制.

表 2 变量取值范围

变量参数	变量下限数值	变量上限数值
$V/(\mathrm{m}\cdot\mathrm{s}^{-1})$	0.1	30
$\Gamma/(°)$	-30	30
H/km	0	20
M	$\varphi(h_0)U$	$\rho(h_0)U$
T/kN	0	10
$A/(°)$	-10	10

对于优化问题,采用直接配点法[15-16]将轨迹优化问题转化为了非线性优化问题,再利用非线性求解器进行问题的求解. 具体采用了辛普森法则[7]对微分方程进行处理.

4 优化求解与分析

优化问题以飞艇飞行时间为优化目标,并选取不同起飞时间点为优化条件. 通过直接配点法将轨迹优化问题转化为参数优化问题,并利用 SNOPT(Sparse Nonlinear Optimizer)[17]非线性优化问题求解器对问题进行最优化求解.

场景 1:飞艇于当地时间 0 点起飞,这时太阳辐射强度基本为 0,飞艇与环境热交换只考虑对流换热和红外辐射换热;

场景 2:飞艇于中午 12 点起飞.

从图 3 可以知道,由午夜起飞可以较快地到达指定目标. 这是因为白天飞行,飞艇受热,氦气囊提前达到饱和,这时静浮力几乎为 0,使得飞艇必须调整姿态提供更大的气动升力才能保持上升速度,但由于先期 α 角度较小,需要一定时间进行调整,使得飞艇能在保持内外压差一定的情况下上升. 所以飞艇在白天飞行产生了前快后慢的效果.

图 4 的优化结果表明:随太阳辐射强度的增强,飞艇飞行时间越长. 图 5 描述了上升阶段太阳辐射换热情况和对流换热情况. 其中太阳辐射对换热的贡献远大于对流换热,而有无风场下换热量的对比也表明:风场的作用也对换热量有一定的影响.

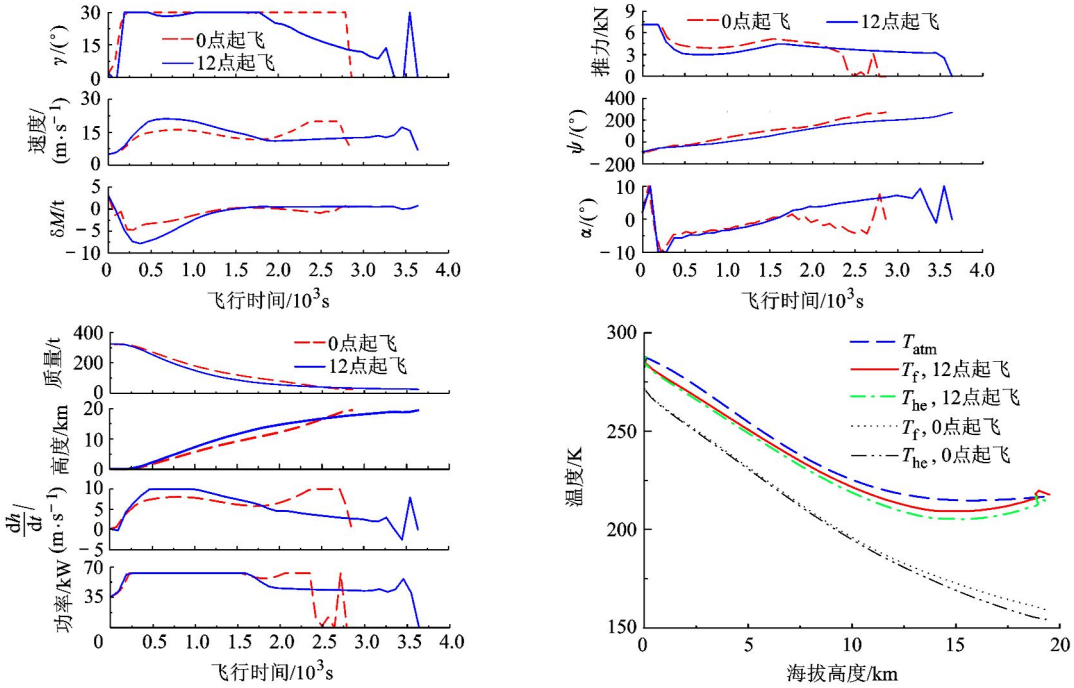


图 3 不同场景优化结果

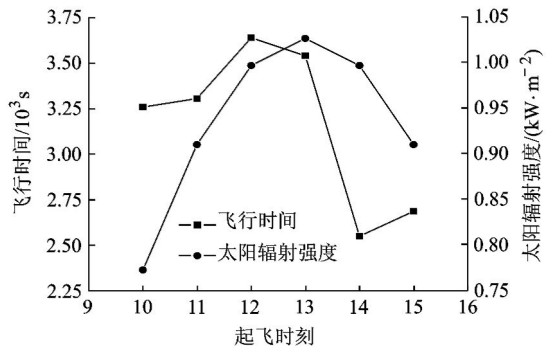


图 4 飞行时间与太阳辐射强度比较

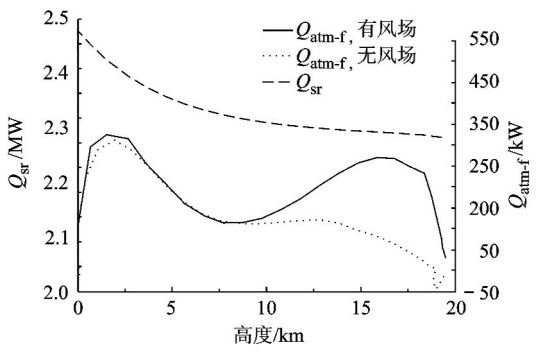


图 5 有无风场作用换热量比较

5　结　论

在平流层飞艇上升轨迹优化中综合了热力学模型进行优化求解. 通过对上升轨迹的飞行时间最小化的优化,可以看到热力学环境对飞艇上升轨迹有着较大的影响,特别是太阳辐射因素,风场的作用也有一定的影响. 热力学模型的引入,为飞艇上升轨迹的规划提供了更为完备的约束,对实际的轨迹规划具有更强的参考意义.

参考文献(References)

[1] Colozza A. High-altitude, long-endurance airships for coastal surveillance[R]. NASA TM-2005-213427, 2005

[2] Kreith F, Kreider J F. Numerical prediction of the performance of high altitude balloons[R]. Note NCAR-IN/STR-65, 1974

[3] Carlson L A, Horn W J. New thermal and trajectory model for high altitude balloons [R]. AIAA 81-1926, 1981

[4] Shi H, Song B, Yao Q. Thermal performance of stratospheric airships during ascent and descent [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2009, 23(4): 816 – 821

[5] Zhao Y J, Garrard W L, Mueller J. Benefits of trajectory optimization in airship flight [R]. AIAA 2004-6527, 2004

[6] Lee S, Bang H. Three-dimensional ascent trajectory optimization for stratospheric airship platforms in the jet stream [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2007, 30(5): 1341 – 1352

[7] Mueller J B, Zhao Y J, Garrard W L. Optimal ascent trajectories for stratospheric airships using wind energy [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2009, 32(4): 1232 – 1245

[8] Mueller J B, Zhao Y J, Garrard W L. Sensitivity and solar power analysis of optimal trajectories for autonomous airships [R]. AIAA 2009-6014, 2009

[9] Jones S P, de Laurier J D. Aerodynamic estimation techniques for aerostats and airships[J]. Journal of Aircraft, 1983, 20(2): 12 – 126

[10] Ran H R, Thomas, Maviris D. A comprehensive global model of broadband direct solar radiation for solar cell simulation [R]. AIAA 2007-33, 2007

[11] 方贤德,王伟志,李小建. 平流层飞艇热仿真初步探讨 [J]. 航天返回与遥感, 2007, 28(2): 5 – 9
Fang Xiande, Wang Weizhi, Li Xiaojian. A study of thermal simulation of stratospheric airships[J]. Spacecraft Recovery and Remote Sensing, 2007, 28(2): 5 – 9(in Chinese)

[12] Rapert R M. A heat transfer model for a heated helium airship [D]. Monterey, California: Naval Postgraduate School, 1987

[13] Colozza A. Initial feasibility assessment of a high altitude long endurance airship [R]. NASA CR-2003-212724, 2003

[14] Hedin A E, Fleming E L, Manson A H, et al, Empirical wind model for the upper middle and lower atmosphere [J]. Journal of Atmospheric and Terrestrial Physics, 1996, 58(13): 1421 – 1447

[15] Betts J T. Survey of numerical methods for trajectory optimization [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1998, 21(2): 193 – 207

[16] 涂良辉,袁建平,岳晓奎,等. 基于直接配点法的再入轨迹优化设计 [J]. 西北工业大学学报, 2006, 24(5): 653 – 657
Tu Lianghui, Yuan Jianping, Yue Xiaokui, et al. Improving design of reentry vehicle trajectory optimization using direct collocation method [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 24(5): 653 – 657(in Chinese)

[17] Gill P E, Murray W, Saunders M A. SNOPT: an SQP algorithm for large-scale constrained optimization [J]. Society for Industrial and Applied Mathematics, 2005, 47(1): 99 – 131

(编　辑:李　晶)