

# 一种新的远程超低巡航飞行方式

樊菁

中国科学院力学研究所, 高温气体动力学国家重点实验室, 中国科学院高超声速科技中心, 北京 100190  
E-mail: jfan@imech.ac.cn

2011-11-27 收稿, 2012-01-16 接受

国家自然科学基金创新研究群体科学基金(10921062)资助

**摘要** 提出一种新的巡航飞行方式, 在地球表面的垂直方向上, 利用离心力, 辅之火箭推力, 平衡重力, 以保持飞行高度; 在地球表面的平行方向上, 依靠助推段获得的速度, 惯性前进. 这种飞行方式适合于高空稀薄气体环境, 可将高超声速巡航飞行高度从传统的 30 km 附近拓展到 100 km 附近.

**关键词**

高空  
稀薄大气  
巡航飞行  
离心力  
火箭推力

文献[1,2]提出的远程超低飞行轨道, 最大飞行高度在 100 km 附近, 依靠离心力克服重力. 就飞行原理而言, 完整的称谓应是超低离心飞行轨道, 简称超低弹道, 有别于经典的惯性弹道, 以及滑翔弹道(主要依靠气动升力抵御重力). 所谓超低, 是相对卫星飞行高度而言的, 因为卫星也是依靠离心力平衡重力飞行的, 但低轨卫星近地点的临界高度大致在 140 km, 除非有特殊用途或很短时间, 不能再低, 否则卫星寿命太短或轨控火箭启动太频繁.

本文是上述工作的继续. 探讨一种超低离心巡航飞行方式(简称超低巡航). 它的飞行高度与超低弹道相同, 也在 100 km 附近. 在地球表面的垂直方向上, 除了超高速飞行伴生的离心力, 再辅以火箭推力, 以平衡重力, 保持飞行高度; 在地球表面的平行方向上, 则依靠助推段获得的速度, 惯性前进.

巡航飞行全程有动力支持, 可机动, 有利于突防. 在这点上, 超低巡航与普通巡航飞行是相似的. 但在巡航动力的使用方式上, 则完全不同. 普通的巡航飞行<sup>[3-7]</sup>, 无论是亚声速、超声速飞机, 还是高超声速巡航飞行器, 在巡航过程中发动机的推力主要用来克服飞行器阻力, 而飞行器的重量, 主要依靠气动升力(飞行器下表面和上表面的压力差)来平衡. 然而, 气动升力正比于空气密度, 高度 100 km 附近, 空气的

密度大约只有海平面的百万分之一, 完全不足以支撑飞行器重量. 因此, 普通的巡航方式在高度 100 km 附近不适用, 而必须代之以超低巡航方式.

## 1 超低巡航飞行性能的影响因素

### 1.1 助推段

$N$  级助推火箭情况下, 超低巡航飞行的起飞质量  $M_B^0$  与巡航开始时刻的质量  $M_C^0$  有如下关系<sup>[5]</sup>:

$$\frac{M_C^0}{M_B^0} = \prod_{i=1}^N [\exp(-\Delta v_i/c_i) - \alpha_i], \quad (1)$$

这里  $c_i = I_{R,i} \times g$  是第  $i$  级火箭发动机的喷气速度,  $I_{R,i}$  是相应的比冲,  $\alpha_i$  是第  $i$  级火箭的结构质量比,  $\Delta v_i$  是第  $i$  级火箭提供的速度增量:

$$\sum_{i=1}^N \Delta v_i = V_C + V_r, \quad (2)$$

其中  $V_C$  为巡航速度,  $V_r$  是助推过程中, 为了克服空气阻力和重力, 火箭需要额外提供的速度增量.

### 1.2 巡航段

超低巡航飞行方式, 利用离心力和火箭发动机反推力平衡重力, 故

**英文引用格式:** Fan J. A new kind of long-range ultra-low cruise flight (in Chinese). Chin Sci Bull (Chin Ver), 2012, 57: 506-509, doi: 10.1360/972011-2268

$$F_{\text{jet}} = (M_{p,c}^* + M_{f,c}) \times (g - V_C^2/r_E), \quad (3)$$

这里  $M_{p,c}^* = M_C^0 - M_{f,c}^* = M_p + M_e$ ,  $M_{f,c}^*$  为巡航开始时刻的燃料质量,  $M_f$  为巡航过程中的燃料质量,  $M_p$  为有效载荷质量,  $M_e$  为有效载荷和燃料之外的飞行器其他质量. 由于  $M_p$  和  $M_e$  的区分有一定的人为性<sup>[4]</sup>, 类似于文献[5~7], 这里将它们合并, 记作广义载荷  $M_p^*$ , 并以  $M_p^*/M_B^0$  作为衡量飞行性能的基本指标.

喷气发动机的推力正比于燃料流量, 即

$$F_{\text{jet}} = -\frac{dM_{f,c}}{dt} \times I_c \times g. \quad (4)$$

将方程(4)代入(3), 化简整理后得到

$$-\frac{dM_{f,c}}{M_{f,c} + M_p^*} = \left(1 - \frac{V_C^2}{g r_E}\right) \times \frac{dt}{I_c}. \quad (5)$$

方程(5)两端对整个巡航过程求积分, 假设巡航过程中  $M_{p,c}^*$  保持不变, 巡航结束时刻燃料耗尽 ( $M_{f,c}^* = 0$ ), 则

$$\frac{M_p^*}{M_C^0} = \exp\left[-\frac{\Delta t_C}{I_c} \times \left(1 - \frac{V_C^2}{g r_E}\right)\right], \quad (6)$$

其中巡航飞行时间

$$\Delta t_C = \frac{L_C}{V_C} = \frac{L - L_B - L_F - L_D}{V_C}, \quad (7)$$

$L$  是整个飞行距离,  $L_B$  和  $L_D$  分别是助推段和俯冲段的飞行距离.

巡航段结束后, 飞行器在重力的作用下, 高度逐渐降低, 垂直于地球表面方向的速度  $V_{\perp}$  逐渐增大, 直至俯冲段开始时刻. 在这期间飞过的距离和所获得垂向速度分别为

$$L_F = V_C \times \Delta t_F, \quad (8)$$

$$V_{\perp} = (g - V_C^2/r_E) \Delta t_F, \quad (9)$$

其中

$$\Delta t_F = \left(\frac{2\Delta H_{C-D}}{g - V_C^2/r_E}\right)^{1/2}, \quad (10)$$

其中  $\Delta H_{C-D} = H_C - H_D$ ,  $H_C$  是巡航飞行高度,  $H_D$  是俯冲段开始时刻的高度.

### 1.3 整体性能

方程(1)和(6)两端分别相乘, 有

$$\frac{M_p^*}{M_B^0} = \frac{M_C^0}{M_B^0} \times \frac{M_p^*}{M_C^0} = \exp\left[-\frac{\Delta t_C}{I_c} \times \left(1 - \frac{V_C^2}{g r_E}\right)\right] \times \prod_{i=1}^N [\exp(-\Delta v_i/c_i) - \alpha_i]. \quad (11)$$

由方程(11), 超低巡航飞行性能有 8 个因素影响, 即巡航速度  $V_C$ 、巡航发动机比冲  $I_c$ 、总的飞行距离  $L$ 、助推段距离  $L_B$ 、俯冲段距离  $L_D$ 、巡航飞行高度和俯冲段初始时刻高度之差  $\Delta H_{C-D}$ 、助推火箭性能参数  $c_i$  和  $\alpha_i$ .

## 2 巡航速度和再入角的选择

超低巡航飞行速度的选择, 要兼顾总的飞行性能和再入角. 下面结合具体条件, 做进一步分析. 计算条件:

(1) 助推火箭有三级, 第一级的比冲和结构质量比分别为 250 s 和 7%, 第二级和第三级的比冲均为 290 s, 结构质量比均为 10%;

(2) 巡航发动机采用高能液体推进剂, 比冲为 340 s;

(3) 助推过程中, 为了克服空气阻力和重力, 火箭需要提供的额外速度增量  $V_r = 1000$  m/s;

(4) 助推段  $L_B = 500$  km;

(5) 俯冲段距离  $L_D = 0.1L$ ;

(6)  $\Delta H_{C-D} = 40$  km.

图 1 给出了不同飞行距离下, 超低巡航飞行性能和再入角随巡航速度的变化情况, 其中再入角  $\theta_r = \arctan(V_{\perp}/V_C)$ ,  $V_{\perp}$  由方程(9)算出.

就飞行性能而言, 在飞行距离 5000 km 和 6500 km, 乃至 8000 km 时, 均存在一个最佳巡航速度  $V_{C,o}$ , 大约为 6 km/s, 7.2 km/s 和 7.7 km/s, 使  $M_p^*/M_B^0$  达到最大值(图 1(a)~(c)). 但在飞行距离 10000 km(图 1(d)) 时, 不存在这样的最佳巡航速度,  $M_p^*/M_B^0$  随着  $V_C$  的增大, 单调上升, 直到第一宇宙速度也是如此.

所有飞行距离下, 再入角均随着巡航速度的增大单调减小. 这是容易理解的, 因为从方程(9)和(10)可知, 巡航速度越大, 向下的重力加速度与向上的离心加速度之差越小,  $V_{\perp}$  和再入角相应地也就小.

实际应用需要兼顾多种因素, 飞行性能和再入角是其中最重要的两个. 表 1 给出了不同飞行距离下,  $M_p^*/M_B^0$  和  $V_{\perp}$  的参考值, 以及与它们相对应的其他参数值.

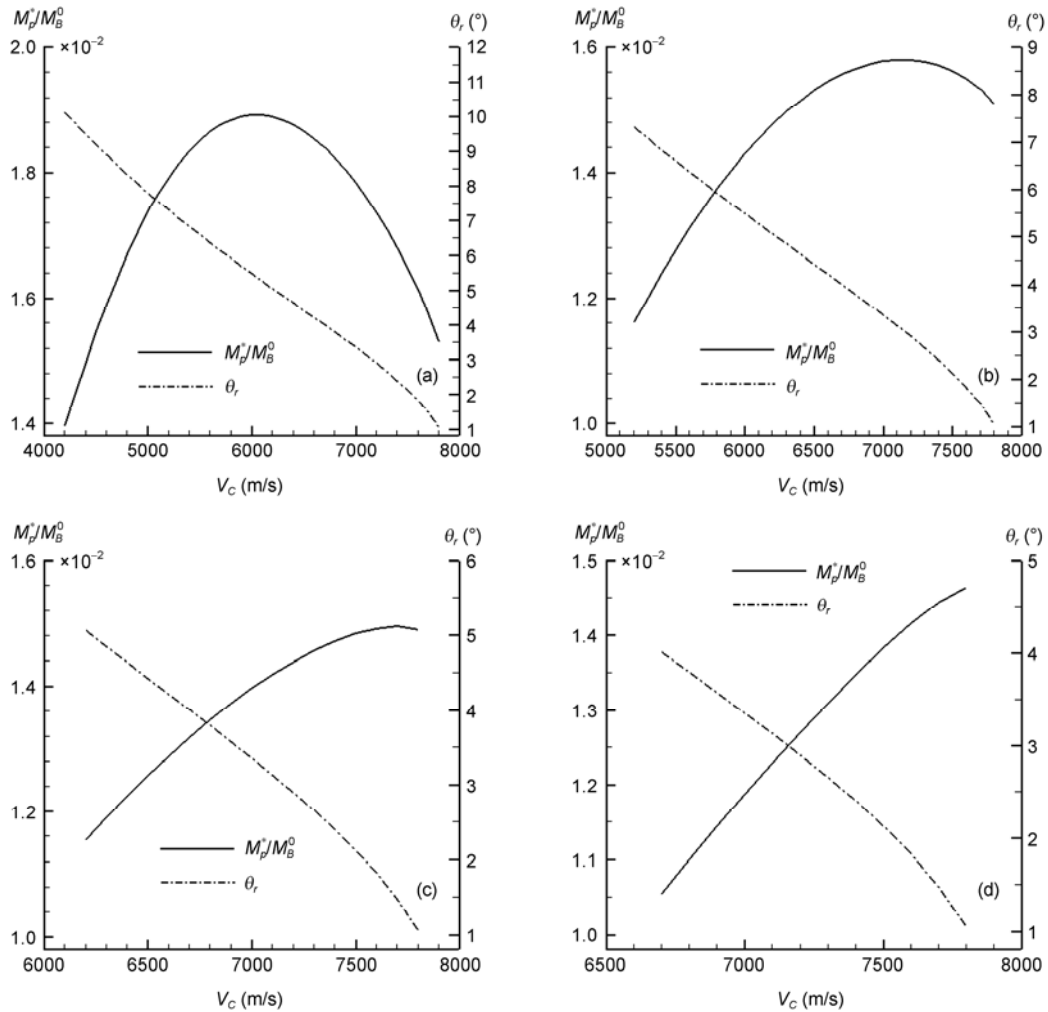


图1 不同飞行距离下, 超低巡航飞行性能和再入角与巡航速度的关系  
(a)  $L=5000$  km; (b)  $L=6500$  km; (c)  $L=8000$  km; (d)  $L=10000$  km

表1 不同飞行距离下, 兼顾飞行性能和再入角的超低巡航飞行条件

$L$ (km)	$V_c$ (m/s)	$\Delta t_C$ (s)	$\Delta t_F$ (s)	$V_{\perp}$ (m/s)	$\theta_r$ (°)	$\frac{M_{f,c}^*}{M_p^*}$	$\frac{M_p^*}{M_B^0}$
5000	5900	542	136	589	5.7	1.0	1.89%
6500	6300	700	150	534	4.9	1.1	1.50%
8000	6600	851	164	486	4.2	1.1	1.29%
10000	6900	1046	185	431	3.6	1.1	1.14%

### 3 讨论

(1) 超低巡航动力的使用方式, 是它与普通巡航飞行方式的基本区别所在. 超低巡航飞行方式, 适合于高空稀薄气体环境, 可将高超声速巡航飞行高度, 从传统的 30 km 附近, 拓展到了 100 km 附近.

(2) 超低巡航是超低弹道的延拓. 由于离心力正比于飞行速度的平方, 在地表垂直方向上, 超低巡航对于补充离心力、平衡重力的火箭动力需求, 随着飞行速度的提高而减小. 当飞行速度接近第一宇宙速度时, 离心力与重力平衡, 超低巡航退化为超低

弹道.

(3) 超低巡航有两个特点. 第一, 将超低弹道的飞行距离的适用范围, 从 10000 km 以上拓展到中远程范围(~5000 km). 第二, 在中远程条件下, 中段飞行速度从原来的约 7.8 km/s, 降低到 6~7 km/s 附近; 再入角显著增大, 降低了再入难度; 巡航过程中有动

力支持, 增加了抗拦截能力. 所付出的代价是飞行中段一直要有长时间小推力火箭支持. 幸运的是, 这个要求在现有技术条件下并不很难满足.

概括地说, 超低巡航是一种新的、具有机动性的超低离心飞行方式, 有突防价值和现实可行性, 值得进一步研究和论证.

## 参考文献

- 1 樊菁, 蒋建政, 吴晨曦, 等. 远程导弹的超低飞行轨道分析. 第一届高超声速科技会议, 2008. CSTAM 2008-0001
- 2 樊菁, 蒋建政, 孙泉华, 等. 远程超低飞行轨道分析. 力学学报, 2009, 41: 449-454
- 3 Anderson J D. Introduction to Flight. 5th ed. New York: McGraw-Hill, 2005
- 4 Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic Air-breathing Propulsion. Washington DC: AIAA, 1994
- 5 樊菁. 高超声速巡航飞行性能的优化分析. 科学通报, 2010, 55: 1974-1978
- 6 樊菁. 离心力和滑翔距离对于高超声速巡航飞行性能的影响. 力学学报, 2011, 43: 249-254
- 7 Fan J. Optimal speed of hypersonic cruise flight. Theor Appl Mech Lett, 2011, 1: 012004

## A new kind of long-range ultra-low cruise flight

FAN Jing

*Key State Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China*

A new kind of cruise flight has been proposed. Along the direction perpendicular to the earth surface, the centrifugal force and rocket thrust are used to resist the force of gravity and maintain the flight altitude, while in the direction parallel to the earth surface to go forward by inertia at the speed obtained during the boost stage. The kind of flight, suitable to high altitude and low-density air environment, extends the cruise flight altitude from traditionally about 30 km to around 100 km.

**high altitude, low density air, cruise flight, centrifugal force, rocket thrust**

doi: 10.1360/972011-2268