

航天飞机末端能量管理制导律

胡孟权

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要: 航天飞机在末端飞行时处于无动力状态, 末端能量管理系统通过能量-射程剖面对飞行器实施制导, 并对能量加以控制, 引导飞行器到达安全的着陆窗口。本文根据能量控制原理给出了末端能量管理各飞行阶段的射程预测方法; 确定了各飞行阶段的制导方法; 并对整个制导律进行了仿真计算, 仿真结果表明该制导律能满足自动着陆的要求。

关键词: 航天飞机; 末端能量管理; 能量耗散; 制导律

中图分类号: V41 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2006)01-0010-03

末端能量管理是航天飞机再入返回的一段, 在此阶段中, 飞行器处于无动力状态。如何引导无动力的飞行器到达安全的着陆窗口是航天飞机设计的关键问题之一。根据末端能量管理的功能和要求^[1-3], 该阶段并不要求全过程非常精确地控制飞行轨迹, 根据能量控制原理, 在大部分时间内, 可以只对航天飞机的能量(即高度和速度的组合)进行控制, 最后再将能量控制分成高度和速度两个通道分别控制, 最终达到自动着陆所需的高度、速度、轨迹角范围。根据末端能量管理段的飞行特点, 其工作可分为 S-转弯、搜索飞行、航向校正飞行、预着陆飞行 4 段。末端能量管理系统通过 S-转变、调节飞行器动压、调节飞行器减速板偏角三种手段来控制飞行器的能量消耗^[1-3]。基于上述思想, 本文研究了末端能量管理的制导方法。

1 射程预测

末端能量管理段的制导通过能量-射程剖面进行。射程预测是制导系统的重要组成部分, 其任务是计算飞行器当前位置到机场跑道起始端所需的水平飞行距离。

飞行器处于 S-转弯和搜索飞行时(见图 1), 当飞机航向角偏差 $|\Delta\psi_{HAC}| < 5^\circ$ 时, 不考虑航向偏差, 预测射程

$$R_p = R_{TAN} + \frac{R_{HAC}\psi_H}{\cos 30^\circ} - X_{HAC}$$

当 $|\Delta\psi_{HAC}| > 5^\circ$ 时, $R_p = R_{TURN} + \frac{R_{HAC}\psi_H}{\cos 30^\circ} - X_{HAC}$

其中: $R_{TURN} = \frac{R_{TAC}|\Delta\psi_{HAC}|}{\cos \phi} + \sqrt{A^2 + B^2}$, $R_{TAC} = \frac{v^2 \cos \gamma}{g \tan \phi}$

航向校正飞行段的预测射程 $R_p = \frac{R_{HAC}\psi_H}{\cos 30^\circ} - X_{HAC}$, 预着

陆飞行段的预测射程 $R_p = \sqrt{x^2 + y^2}$ 。

以上预测射程预测式中除以 $\cos \phi$ 的目的是为了补偿飞行器在转弯过程中引起的能量耗散增加, 以便直接使用在机翼水平状态下得到的能量-射程曲线。

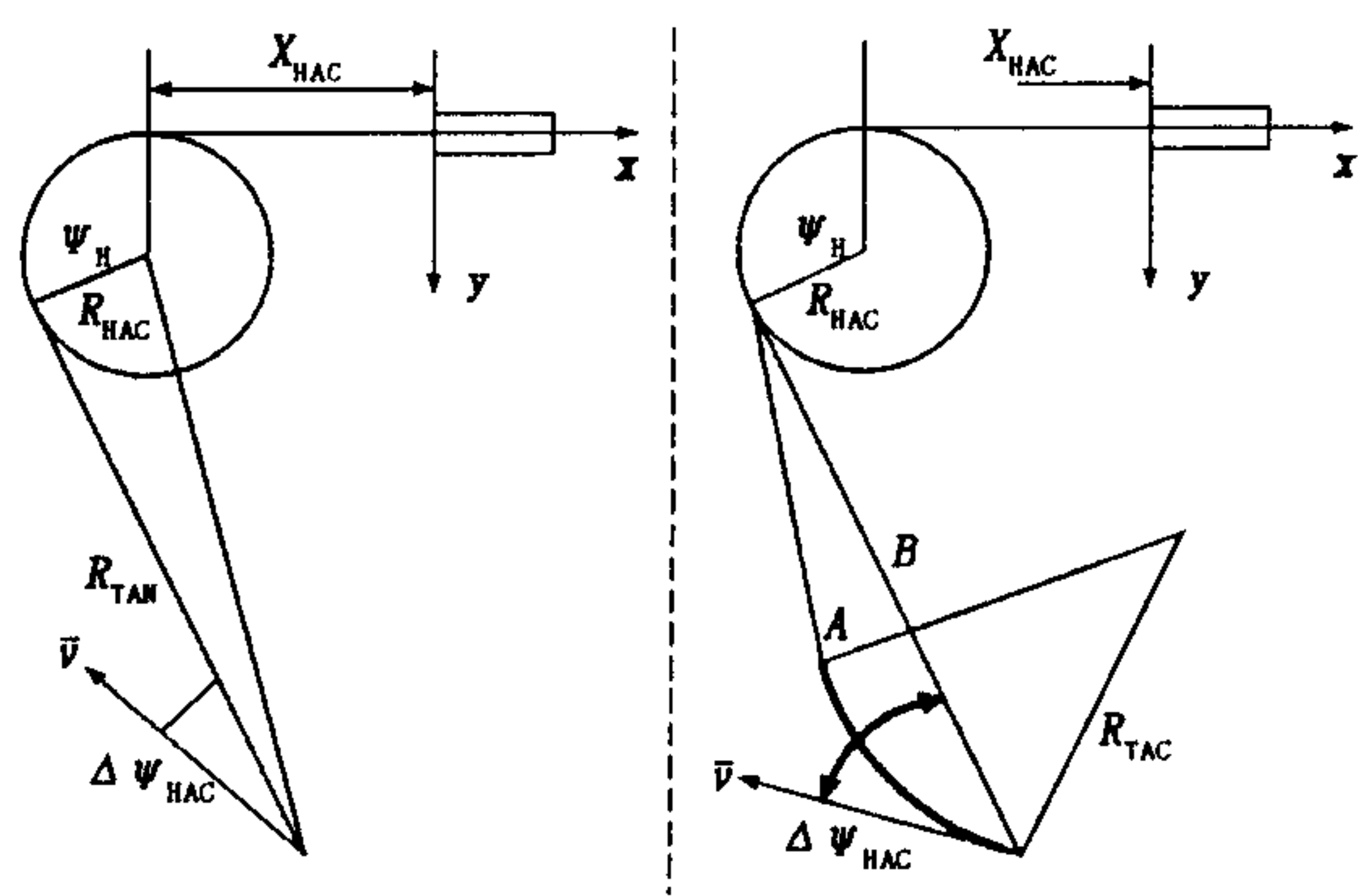


图 1 射程预测

收稿日期: 2005-01-06

作者简介: 胡孟权(1972-), 男, 浙江嵊州人, 副教授, 博士, 主要从事飞行性能与控制、飞行仿真等研究。

2 制导方法

末端能量管理段的制导包含纵向和横航向两部分。纵向制导用于控制飞行器的能量,根据预测射程和能量通过改变飞行器的法向过载和减速板偏度实现。横航向制导用于控制飞行器的航向,根据航向偏差通过改变飞机的滚转角实现。因为调节能量耗散率的手段为动压调节,动压指令通过动压回路转换为飞行器的法向过载增量指令,其规律为 $\Delta n = G_{\dot{q}} [G_{\bar{q}} (\bar{q}_{ref} - \bar{q}) - \dot{\bar{q}}]$ 。式中: Δn 为法向过载增量; \bar{q}_{ref} 为指令动压经滤波后产生的参考动压; $\dot{\bar{q}}$ 为飞行器动压变化率,可由惯导系统计算而得。

S-转弯的目的是更多地消耗飞行器的能量,因此S-转弯飞行器的制导指令按使得飞行器获得最大能量耗散率的原则选取,因此动压、滚转角以及减速板指令分别取 $\bar{q}_{COM} = \bar{q}_{MAX}$; $\phi_{COM} = \pm 50^\circ$; $\delta_{SCOM} = \delta_{SMAX}$ (减速板限制条件内)。

在搜索飞行段中,应使飞行器的航向对准航向校正柱面,故取滚转角指令 $\phi_{COM} = G_{\phi} \Delta \psi_{HAC}$ 。

搜索飞行段纵向制导的目的是使飞行器的能量按标称能量曲线变化,为此引入能量梯度的概念。所谓能量梯度指的是,单位射程所消耗的单位重量飞行器能量。即

$$\bar{E} = \frac{\Delta(E/W)}{\Delta R} = \frac{(E/W)_{I-1} - (E/W)_I}{v_H \Delta t / \cos \phi}$$

定义标准的能量梯度为 $\bar{E}_D = \frac{(E/W)_I - (E/W)_D}{760}$, 式中 $(E/W)_D$ 为飞行器当时射程小 760 m 时,对应于标称能量曲线上的飞行器能量。按以上定义,理想情况下,经过 760 m 的射程,飞行器能量达到准称状态。

搜索飞行段的纵向制导基于能量梯度差 $\delta \bar{E} = G_1 \times (\bar{E}_D - \bar{E})$ 。当能量梯度差较小,即 $\delta \bar{E} < \varepsilon$ 时,如满足减速板使用条件,只使用减速板调节飞行器能量: $\delta_{SCOM} = \delta_{SNOM} + \delta \bar{E}$ 。

如不满足减速板使用条件,只使用动压调节飞行器能量: $\bar{q}_{COM} = \bar{q}_{NOM} + G_2 \delta \bar{E}$ 。

当 $\delta \bar{E} > \varepsilon$ 时,同时使用动压控制和减速板调节(满足减速板使用条件)飞行器能量: $\delta_{SCOM} = \delta_{SNOM} + \delta \bar{E}$; $\bar{q}_{COM} = \bar{q}_{NOM} + G_2 \delta \bar{E}$ 。

航向校正飞行段的纵向制导方法同搜索飞行段。由于航向校正柱面的半径为 6 000 m,在标准情况下,要求飞行器的坡度约为 30° 。因此,飞行器的滚转角指令为

$$\phi_{COM} = \text{sgn}(y) [30 + G_R \Delta R + G_{\dot{R}} \dot{\Delta R}] \quad |\phi_{COM}| < 60^\circ$$

式中 ΔR 为飞行器到航向校正柱面的距离。

预着陆飞行段的任务是获得满足飞行器自动着陆系统要求的速度、高度、轨迹角。其制导方法不同于其他飞行阶段,它主要包含高度、横向位移、速度控制三个通道,见图 2。

3 算例

假设末端能量管理段起始条件为: $x = -35 \text{ km}$, $y = 50 \text{ km}$, $h = 28 \text{ 000 m}$, $v = 740 \text{ m/s}$, $\gamma = -10^\circ$ 。初始航向对准航向校正柱面。当 $x = -9 \text{ km}$ 时,末端能量管理段结束。

根据以上方法,对无风以及顺风、逆风各 20 m/s 的情况进行了仿真,仿真结果见表 1。由表中结果可见,末端能量管理终端结果均满足要求。图 3 为无风条件下所得的飞行器在水平面内的轨迹。图 4 中虚线为单位重量飞行器能量随射程的变化规律。

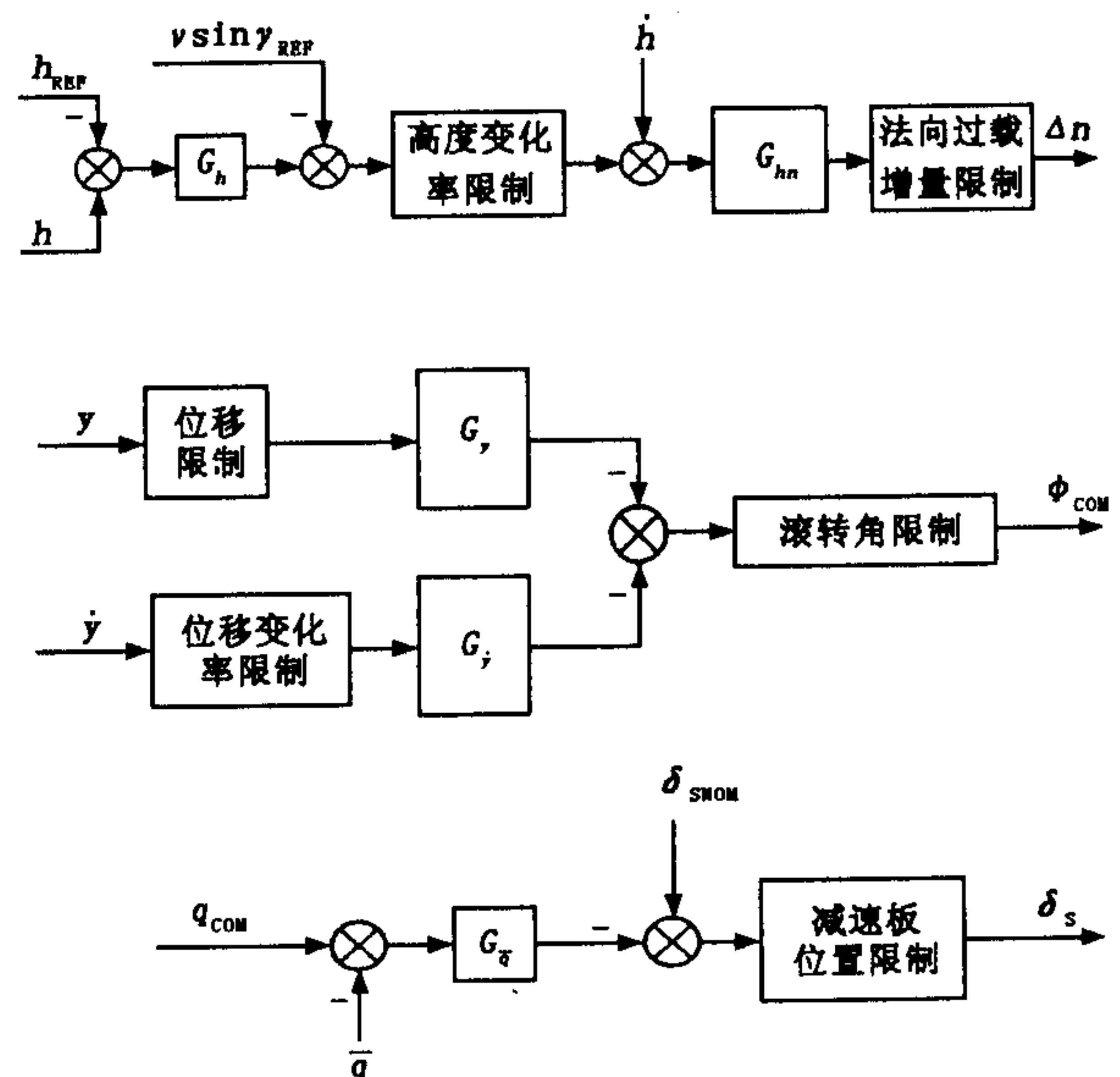


图 2 预着陆飞行段制导

表1 仿真所得末端能量管理终端结果

	高度($3\ 048 \pm 305\text{m}$)	轨迹角($-16 \pm 4^\circ$)	横向位移($0 \pm 305\text{m}$)	动压($13\ 651 \pm 1\ 150\text{N/m}^2$)	航向角($0 \pm 10^\circ$)
无风	3 150.326	-17.650	2.541	13 600.491	-0.160
逆风	3 148.755	-17.819	5.083	13 595.579	-0.353
顺风	3 220.431	-18.672	-9.055	13 667.720	0.373

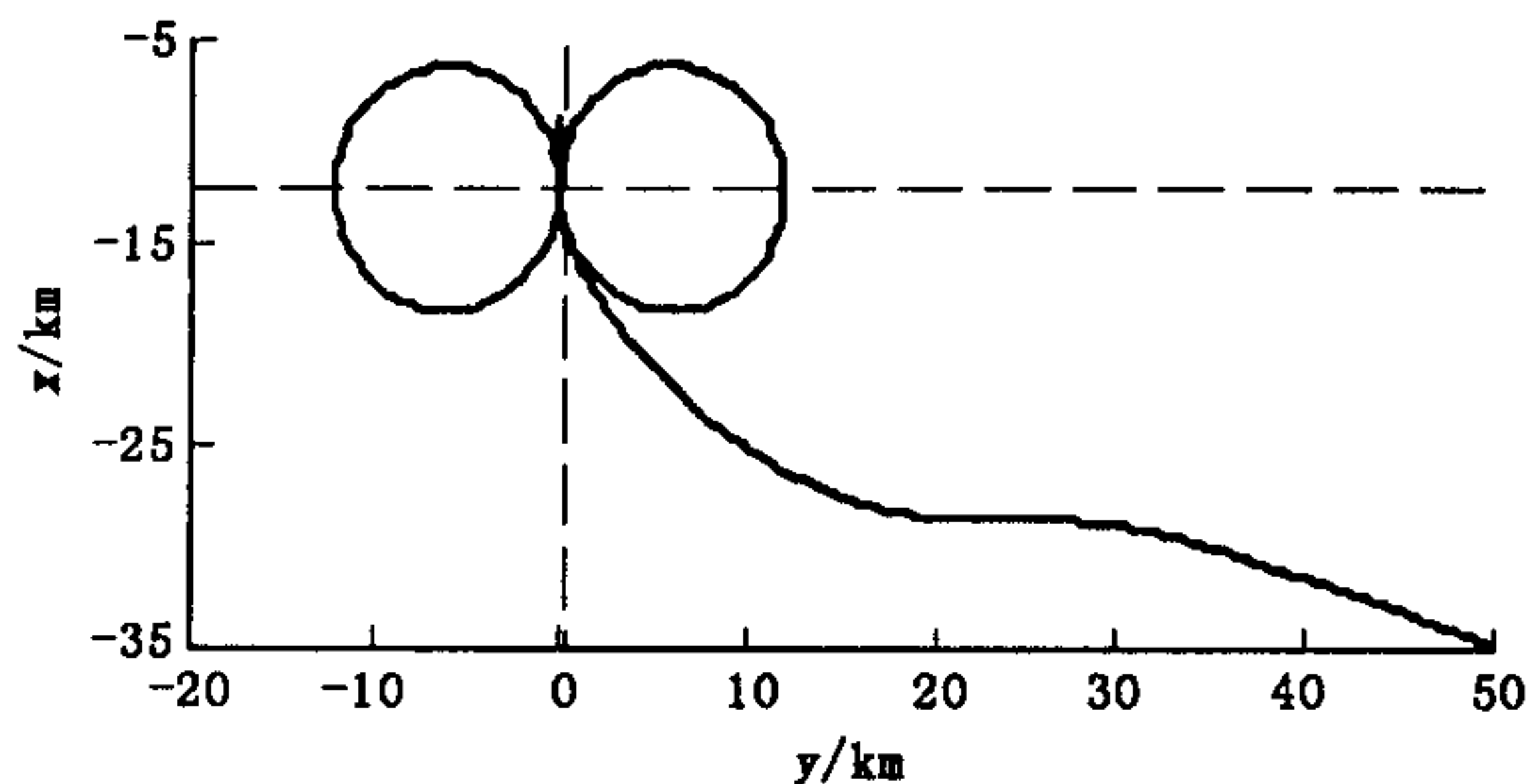


图3 水平面内飞行轨迹投影

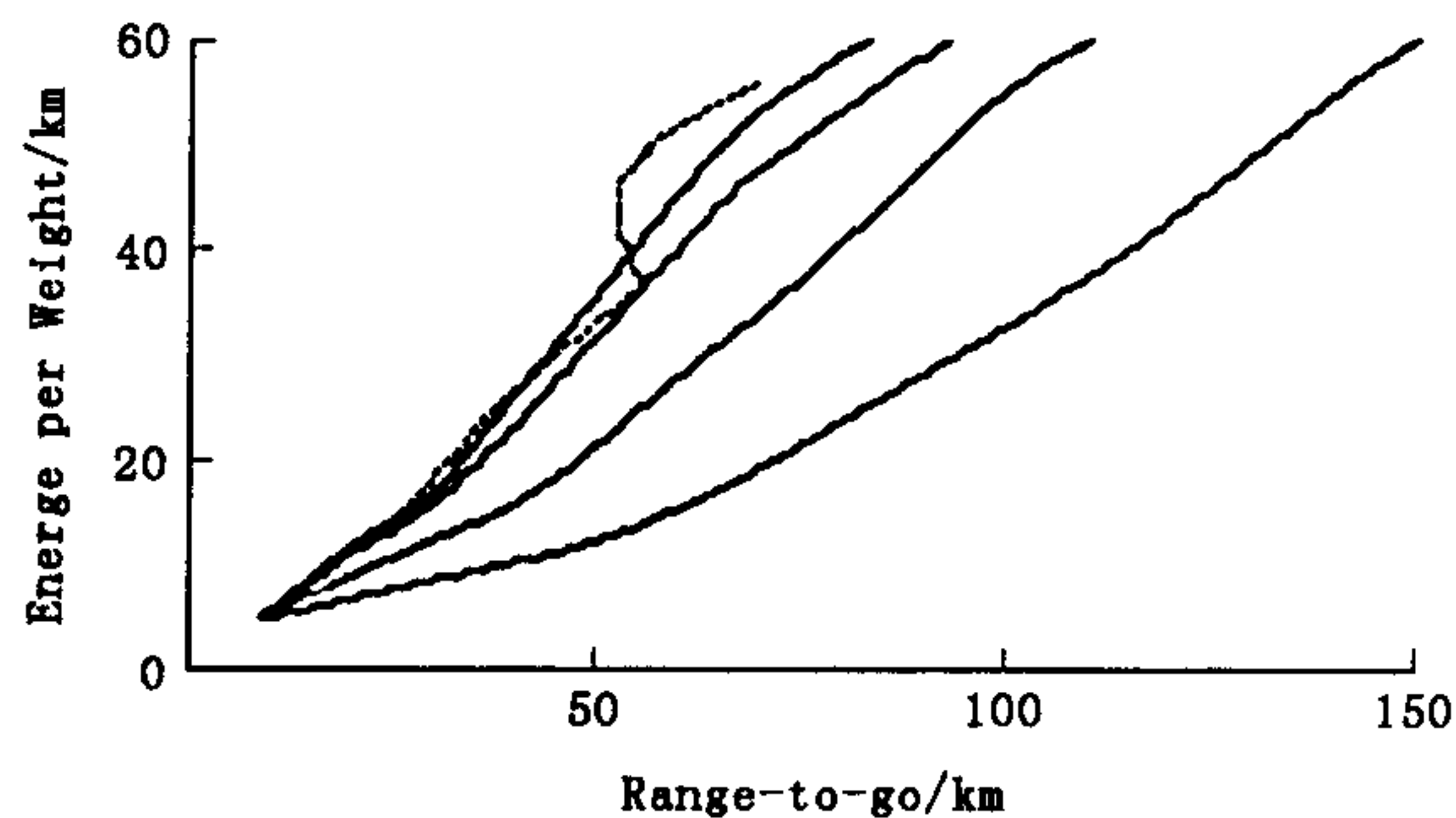


图4 能量-射程变化规律

4 结论

末端能量管理段在航天飞机再入返回中上承再入段,下接自动着陆段。本文通过S-转弯、动压和气动刹车控制飞行器的能量,通过坡度控制飞行器的航向,设计了航天飞机能量管理段的制导律,仿真结果表明,该方案是可行的。它可将飞行器引导到安全的着陆窗口。

参考文献:

- [1] 赵汉元. 飞行器再入动力学和制导[M]. 长沙:国防科技大学出版社,1997.
- [2] 王希季. 航天器进入与返回技术[M]. 北京:宇航出版社,1991.
- [3] Hu Meng-quan, Zhang Mei-zhong. Determination of Guidance Boundaries for Terminal Area Energy Management system of Transatmospheric Vehicle[C]. Hangzhou: WCICA2004 Conference Proceeding, 2004. 6
- [4] Thomas E. Moore. Space Shuttle Entry Terminal Area Energy Management[R]. NASA-TM-104744. 1991.
- [5] Kurdjukov A P. Energy Approach to Flight Control[R]. AIAA-98-4211,1998.
- [6] Ehlers H L, Kraemer J W. Shuttle Orbiter Guidance System for the Terminal Flight Phase[J]. Automatic,1977,13:11-21.

(编辑:姚树峰)

Space Shuttle Guidance Law for Terminal Energy Management Flight Phase

HU Meng-quan

(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710038, China)

Abstract: During the terminal atmospheric flight phase, the space shuttle is an unpowered glide vehicle. The terminal area energy management (TAEM) system uses energy - range profile to guide the vehicle and control the energy dissipation so as to guide the vehicle onto the safe land window. Based on total energy control principle, this paper gives the range prediction and guidance method for every sub phase of TAEM flight. Simulation results show that TAEM guidance law can meet the requirements of auto landing.

Key words: space shuttle; terminal energy management; energy dissipation guidance law