

离心力和滑翔距离对于高超声速巡航飞行性能的影响¹⁾

樊 菁²⁾

(中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室, 中国科学院高超声速科技中心, 北京 100190)

摘要 高超声速巡航飞行器 (HCV) 是 21 世纪国际空天技术竞争的焦点, 它的飞行性能可以用初始发射质量与广义有效载荷之比衡量. 文献 [1] 建立了该性能的耦合分析框架. 在这个框架下进一步考虑了离心力和滑翔距离两个重要因素的影响. 定量分析表明: 给定飞行距离, 对 HCV 飞行性能影响最大的是巡航速度, 其次是升阻比, 再次是巡航发动机比冲. 随着飞行距离的增加, 由于离心力和滑翔距离的计入, 火箭动力 HCV 的飞行性能大幅提高, 从近中程到远程均显著优于经典的最小能量弹道. 吸气式冲压发动机尽管比冲大幅优于火箭发动机, 但在巡航速度适用范围和飞行器升阻比方面, 均不及后者. 综合而言, 火箭动力 HCV 是现阶段非常有竞争力的选择.

关键词 高超声速巡航飞行器, 飞行性能, 最佳巡航速度, 离心力, 滑翔距离

中图分类号: V212.13 **文献标识码:** A **文章编号:** 0459-1879(2011)02-0249-06

引 言

飞行器大致可以分为两类: 一类是有动力的, 如巡航飞行, 像普通飞机那样, 在起飞段之后, 大部分飞行距离仍有动力支持; 另一类是无动力的, 如弹道导弹, 在主动段之后, 不再有动力支持, 后续飞行主要依靠主动段获得的速度, 或是惯性运动, 或是滑翔飞行. 这种飞行器分类也适用于高超声速.

高超声速巡航飞行是当前国际关注的焦点. 美国的 X-51A 计划和 Hy-Fly 计划, 均以研制高超声速巡航导弹为目的, 吸引了全世界的目光. 人们还以很大的兴趣谈论北京-纽约 2 小时即达的高超声速飞机. 由于激波阻力和热防护等问题, 客观地看, 高超声速飞机即使未来技术可行, 其经济性能将远逊于现已停飞的超声速客机“协和号”, 更无法与亚声速商用飞机相比. 因此, 在可预见的未来, 高超声速巡航飞行恐怕还是以军事用途为主, 如发展高超声速巡航导弹.

高超巡航导弹有两个突出的优点, 一是全程高速、有动力、可机动、突防能力很强; 二是在巡航飞行过程中, 速度和高度基本不变, 有利于气动性能的优化设计和飞行控制. 尽管性能优越, 但时至今日, 高超声速巡航导弹性能尚未实现, 原因何在呢?

高超巡航飞行包括两个基本步骤: 一是如何获得高超巡航速度, 当前现实途径是依靠火箭助推, 直接从地面发射, 或由飞机携带, 在一定高度释放后再用助推火箭加速; 二是如何维持高超巡航速度, 即如何依靠发动机的推力克服空气对于飞行器的阻力. 问题出在第二步.

高超巡航发动机有两种选择: 一种是火箭发动机, 另一种是高超声速吸气式冲压发动机. 火箭发动机有很多优点: (1) 原理简单, 技术成熟; (2) 适用于各种飞行高度和速度; (3) 对飞行器的气动性能影响小; (4) 推力调节余地大, 从毫牛到吨甚至几百吨. 它的主要缺点是比冲低, 原因是除了燃料, 还得携带氧化剂.

高超声速吸气式冲压发动机恰与火箭发动机相反, 它主要优点是比冲高, 因为直接利用大气中的氧气, 不再携带氧化剂. 它的缺点是: (1) 技术难度大, 经过半个世纪的努力, 关键技术尚未完全突破, 即使这方面技术最为先进的美国, 工程应用仍待时日; (2) 对于飞行速度和高度相当敏感, 调节范围有严格限制. 例如美国空军的 X-51A 高超巡航导弹的 Mach 数范围 5~7, 高度 25~30 km; (3) 吸气式冲压发动机进气道对飞行器的升阻比影响大, 例如 X-51A 的升阻比仅略高于 2; (4) 吸气式冲压发动机

2010-09-10 收到第 1 稿, 2011-01-07 收到修改稿.

1) 国家自然科学基金创新群体资助项目 (10921202).

2) E-mail: jfan@imech.ac.cn

扣除本身的阻力之后, 剩余的净推力相当有限.

图 1 常被用来说明吸气式冲压发动机的主要优点, 或者反过来说, 用来说明火箭发动机的主要缺点. 然而, 在一定的运输质量和距离下, 高超声速巡航飞行性能的决定因素, 最重要的是巡航速度, 其次是飞行器的升阻比, 再次才是巡航发动机比冲, 详细的推导和分析见下节. 吸气式冲压发动机尽管比冲大幅优于火箭发动机, 但在巡航速度适用范围和飞行器升阻比方面, 均不及火箭发动机. 因此, 即使只考虑高超声速巡航飞行性能, 也要具体情况具体分析, 并不是基于吸气式发动机就一定好.

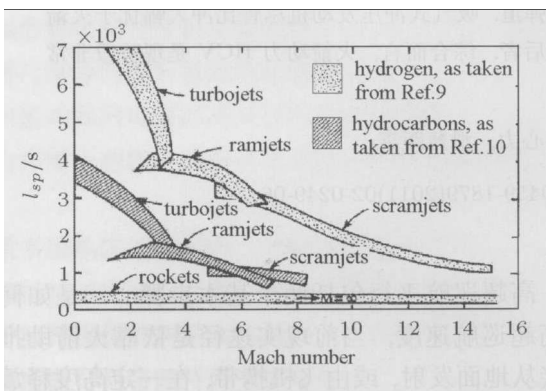


图 1 各种发动机的比冲与 Mach 数的关系 [2]
Fig.1 Specific impulses of various engines versus Mach number [2]

本文旨在现有的和可预见的技术条件下, 论证实现高超声速巡航飞行的最优途径. 文献 [1] 通过对高超声速巡航飞行两个基本步骤的耦合分析, 给出了高超声速巡航的最佳速度, 讨论了高超飞行的策略. 文献 [1] 的分析框架是本文的基础, 它未考虑的两个因素 (离心力和滑翔距离), 则是本文进一步分析的重点.

首先看离心力. 随着飞行距离的增加, 高超巡航的最佳速度增大, 可以预见, 对于高超远程乃至洲际巡航飞行, 计入离心力的修正是必要的.

再看滑翔距离. 以高超巡航导弹为例, 整个飞行过程可以分为 4 个阶段: 起飞段、巡航段、滑翔段、俯冲段. 巡航段结束, 发动机关机, 在空气阻力的作用下, 飞行器的速度逐渐由 V_c 降至 V_d , 这里 V_c 是巡航段速度, V_d 是俯冲段开始时刻的速度. 对于高超声速远程巡航飞行而言, $V_c - V_d$ 不小, 滑翔段飞过的距离 L_G , 仅次于巡航段的飞行距离 L_C , 有必要加以考虑. 文献 [1] 以 L_C 近似总的飞行距离 L , 本文则以 $L_C + L_G$ 近似 L , 更为准确.

1 计入离心力和 L_G 的高超巡航最佳速度

起飞时刻的总质量

$$M_B^0 = M_p + M_f + M_e \quad (1)$$

其中 M_p 为有效载荷质量, M_f 为燃料质量, M_e 为有效载荷和燃料之外的飞行器其质量. M_p 和 M_e 的区分有一定的人为性, 这里将它们合并, 记作广义载荷 M_p^* , 并以 M_B^0/M_p^* 作为衡量飞行性能的基本指标.

巡航飞行的基本要求是气动升力与重力平衡、发动机推力与气动阻力平衡, 即

$$F_L = (M_{p,c}^* + M_{f,c}) \cdot (g - V_c^2/r_E) \quad (2)$$

$$F_{jet} = F_D = F_L/C_{L/D} \quad (3)$$

其中, $M_{p,c}^*$ 为巡航开始时刻的广义载荷, 假设它在巡航过程中保持不变, $M_{f,c}$ 为巡航消耗的燃料质量, $C_{L/D}$ 为巡航飞行升阻比.

V_c^2/r_E 为离心加速度, 这里 V_c 为巡航速度, $r_E = 6371 \text{ km}$ 为地球半径. 准确的离心加速度应为 $V_c^2/(r_E + h)$, h 是巡航飞行高度, 大约在 30 km 附近, 远小于地球半径, 可以忽略.

当巡航发动机比冲 I_c 一定时, 它的推力正比于燃料流量

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

将方程 (2) 和 (4) 代入式 (3) 得到

$$\frac{dM_{f,c}}{M_{p,c}^* + M_{f,c}} = -\frac{1 - V_c^2/(gr_E)}{C_{L/D} I_c} dt \quad (5)$$

方程 (5) 两端积分, 记巡航时间为 Δt_c , 巡航开始时刻的燃料质量为 $M_{f,c}^*$, 巡航结束时时刻燃料耗尽, 则

$$\frac{M_{p,c}^* + M_{f,c}}{M_{p,c}^*} = \exp \left[\frac{1 - V_c^2/(gr_E)}{C_{L/D} I_c} \Delta t_c \right] \quad (6)$$

巡航飞行的时间 $\Delta t_c \approx (L - L_G)/V_c$. 在小攻角情况下, 滑翔距离 L_G 与 V_c, V_d 以及飞行器升阻比之间有如下关系 [3-4]

$$\frac{L_G}{r_E} = 0.5 C_{L/D} \ln \frac{1 - V_d^2/(2gr_E)}{1 - V_c^2/(2gr_E)} \quad (7)$$

飞行器的升阻比通常依赖于它的高度和速度. 在超声速情况下, Kuchemann [5] 总结各种飞行器最大升阻比与来流 Mach 数 (M_∞) 关系, 给出如下经验公式

$$C_{L/D, \max} = 4(M_\infty + 3)/M_\infty \quad (8)$$

在滑翔段, 由于高度和速度都在不断下降, 升阻比呈逐渐增大趋势. 为便于分析, 我们仍以巡航段的升阻比估计之. 对于高超声速远程巡航飞行性能分析而言, 这是一个保守的估计.

方程 (7) 右端对数项做 Taylor 展开, 一阶近似下, 有

$$\ln \frac{1 - V_d^2/(2gr_E)}{1 - V_c^2/(2gr_E)} \approx \frac{V_c^2 - V_d^2}{2gr_E} \quad (9)$$

将方程 (9) 代入方程 (7), 化简得到

$$L_G = \frac{C_{L/D}}{4g}(V_c^2 - V_d^2) \quad (10)$$

将方程 (10) 代入巡航飞行时间的表达式, 有

$$\Delta t_c \approx \frac{L - 0.25C_{L/D}(V_c^2 - V_d^2)/g}{V_c} \quad (11)$$

方程 (11) 代入方程 (6) 得到

$$\frac{M_{p,c}^* + M_{f,c}^*}{M_{p,c}^*} = \exp \left[\frac{L - 0.25C_{L/D}(V_c^2 - V_d^2)/g}{C_{L/D}I_c V_c} \left(1 - \frac{V_c^2}{gr_E} \right) \right] \quad (12)$$

N 级助推火箭初始发射质量 M_B^0 与巡航开始时刻的质量有如下关系^[1]

$$\frac{M_B^0}{M_{p,c}^* + M_{f,c}^*} = \prod_{i=1}^N \frac{1}{\exp(-\Delta v_i/c_{R,i}) - \alpha_{R,i}} \quad (13)$$

其中 $c_{R,i} = I_{R,i}g$ 是第 i 级火箭发动机的喷气速度, $I_{R,i}$ 是相应的比冲, $\alpha_{R,i}$ 是第 i 级火箭的结构质量比, Δv_i 是第 i 级火箭提供的速度增量

$$\sum_{i=1}^N \Delta v_i = V_c + V_r \quad (14)$$

V_r 与发射方式有关, 详细讨论参见文献 [1].

方程 (12) 和 (13) 两端分别相乘, 得到

$$\frac{M_B^0}{M_{p,c}^*} = \exp \left\{ \frac{L - 0.25C_{L/D}(V_c^2 - V_d^2)/g}{C_{L/D}I_c V_c} \left[1 - \frac{V_c^2}{g \times r_E} \right] \right\} / \prod_{i=1}^N [\exp(-\Delta v_i/c_{R,i}) - \alpha_{R,i}] \quad (15)$$

令 $\partial(M_B^0/M_{p,c}^*)/\partial V_c = 0$, 将方程 (15) 代入其中, 在一级助推火箭情况下, 经过化简整理, 得到高超声速远程巡航飞行的最佳速度 $V_{c,o}$ 所满足的方程

$$\frac{3V_{c,o}^2}{4gr_E} + \frac{I_c}{I_{R,1}\{1 - \alpha_{R,1} \exp[(V_{c,o} + V_r)/c_{R,1}]\}} = \left(\frac{gL}{C_{L/D}} + \frac{V_d^2}{4} \right) \left[\frac{1}{V_{c,o}^2} + \frac{1}{gr_E} \right] + \frac{1}{4} \quad (16a)$$

类似地, 在二级助推火箭情况下, 有

$$\frac{3V_{c,o}^2}{4gr_E} + \frac{I_c[I_{R,1} + I_{R,2} - I_{R,1}\alpha_{R,1} \exp(\Delta v_1/c_{R,1}) - I_{R,2}\alpha_{R,2} \exp(\Delta v_2/c_{R,2})]}{2I_{R,1}I_{R,2}[1 - \alpha_{R,1} \exp(\Delta v_1/c_{R,1})][1 - \alpha_{R,2} \exp(\Delta v_2/c_{R,2})]} = \left(\frac{gL}{C_{L/D}} + \frac{V_d^2}{4} \right) \left(\frac{1}{V_{c,o}^2} + \frac{1}{gr_E} \right) + \frac{1}{4} \quad (16b)$$

图 2 给出了计入离心力和滑翔距离, 火箭地面发射、火箭动力巡航动力情况下, 通过数值求解方程 (16a) 或 (16b) 得的最佳巡航速度与飞行距离的关系. 计算参数与文献 [1] 相同: 一级助推火箭的比冲为 250 s; 二级助推火箭与高速巡航动力火箭的比冲, 均取为 290 s; 火箭的结构质量比取 7%; 考虑地面发射, V_{air} 和 V_g 之和取 500 m/s, 在需要二级助推火箭的情况下, 假设每级火箭提供的速度增量是相同的; 新出现的参数只有一个, 即俯冲段开始时

刻的速度 V_d , 取为 1.5 km/s.

由图 2 可见, 在一定飞行距离下, 最佳巡航速度随着飞行器升阻比的提高而减小. 这与文献 [1] 忽略离心力和滑翔距离的结果定性一致. 定量地看, 计入离心力和滑翔距离使得高超巡航最佳速度有所增大. 以升阻比 4 为例, 飞行距离 10 000 km, 计入离心力和滑翔距离影响时, $V_{c,o}$ 约为 5 km/s(图 2(c)), 忽略它们时, $V_{c,o}$ 约为 4.6 km/s(文献 [1] 中图 1(a)).

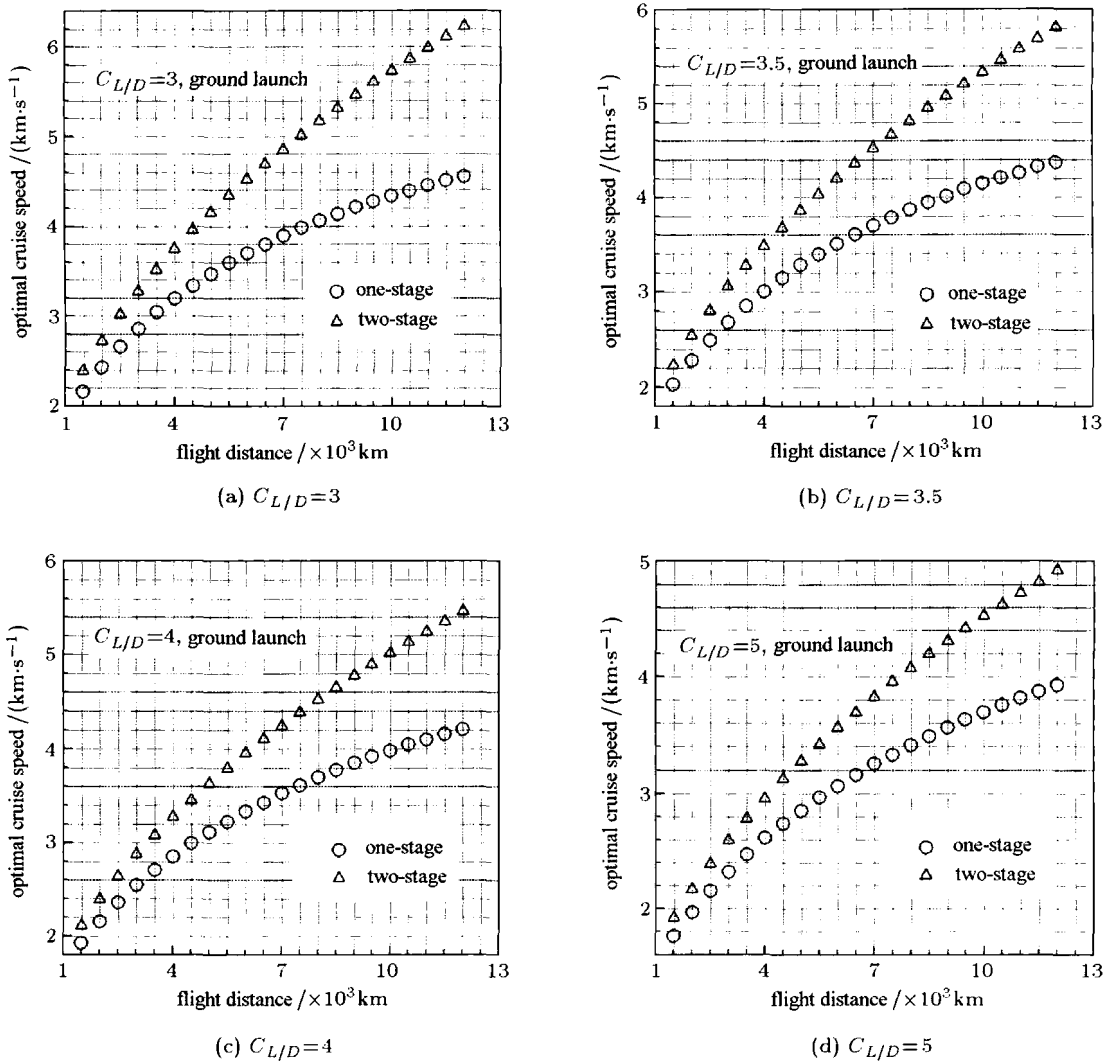


图 2 计入离心力和滑翔距离情况下，高超声速巡航飞行最佳速度与飞行距离的关系

Fig.2 Optimal cruise speed of a rocket-based HCV, with the centrifugal force and glide distance taken into account, versus its flight distance at different lift-to-drag ratios

2 高超声速巡航飞行性能的影响因素

由方程 (15) 可知，给定飞行距离、起飞段助推火箭性能以及滑翔结束时刻速度，对 $M_B^0/M_{p,c}^*$ 影响最大的是 V_c ，其次是 $C_{L/D}$ ，再次是 I_c 。下面结合具体条件做定量分析。

2.1 巡航发动机比冲

图 3 给出了巡航动力分别为火箭发动机和吸气式发动机时，高超声速巡航飞行性能随飞行距离的变化情况。火箭动力巡航的计算参数与图 2 相同，升阻比取 4。吸气式冲压发动机的性能参考 X-51A 给出。

X-51A 的试验参数是公开的：飞行器质量 671 kg，燃料质量 120 kg，飞行时间 6 min，飞行速度是从 Ma 数 4.8 逐渐加至 6+。将这些值代入方程 (6)，

巡航速度取 2 km/s，可以算出计入离心力后 X-51A 的 $C_{L/D}I_c$ 的值约为 2048 s。吸气式冲压发动机比冲参考图 1 取 900 s，则飞行器升阻比约为 2.3。起飞段助推火箭性能以及滑翔结束时刻速度与火箭动力巡航情形相同。

从图 3 可见，飞行距离 1500 km 时，采用吸气式发动机或火箭发动机的 $M_B^0/M_{p,c}^*$ 大致相当；飞行距离 4500 km 时，前者大约为后者的 75%；随着飞行距离的增大，火箭巡航动力的飞行性能相对上升，8000 km 时两者已很接近，10000 km 时前者反而比后者大 20%。

这与文献 [1] 中忽略离心力和滑翔距离的结果有本质不同，那里随着飞行距离的增加，吸气式巡航飞行性能的优势越来越大。这与我们的预见一致，

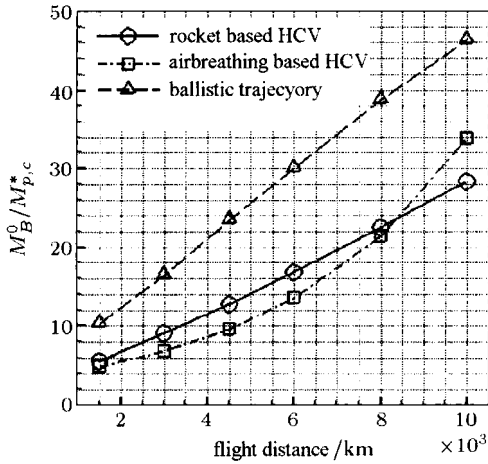


图 3 高超声速巡航飞行性能和距离的关系及其与最小能量弹道的比较

Fig.3 Comparison of the flight performances of HCVs and minimum-energy trajectory at different distances

表 1 基于火箭发动机的高超巡航飞行的 $M_B^0/M_{p,c}^*$ 与距离的关系

Table 1 $M_B^0/M_{p,c}^*$ of rocket-based hypersonic cruise flight versus distance

Flight distance/ km	Rocket-based hypersonic cruise flight						Minimum - energy trajectory ^[1]
	with centrifugal force and glide distance				without centrifugal force and $L_G^{[1]}$		
	$C_L/D = 3$	$C_L/D = 3.5$	$C_L/D = 4$	$C_L/D = 5$	$C_L/D = 4$	$C_L/D = 5$	
1500	6.7	6.1	5.6	5.0	6.2	5.3	10.4
3000	11.5	10.1	9.0	7.6	11.6	9.3	16.5
4500	16.8	14.4	12.7	10.5	18.7	14.2	23.4
6000	22.4	19.2	16.8	13.5	28.0	20.4	30.0
8000	30.2	25.8	22.4	17.9	44.9	31.0	38.8
10000	37.7	32.4	28.3	22.4	68.4	44.9	46.3

顾热防护、容积率、飞行操控性等实际要求，升阻比 3~4 的高超巡航飞行器仍有相当的现实可行性 [2,5-6]。

2.3 巡航速度

图 4 给出了 6000 km 和 10000 km 两个飞行距离下，火箭动力高超巡航飞行性能与巡航速度的关系，计算参数同图 1，升阻比均取 4。

由图 4 可见，巡航速度对于高超巡航飞行性能影响很大。火箭发动机适用于各种飞行高度和速度，因此可以根据飞行距离、飞行器升阻比、火箭性能以及俯冲段初始速度等条件，按照方程 (16a) 或 (16b)，选择最佳值。例如 10000 km 的飞行距离，火箭动力的最佳巡航速度约为 5 km/s，对应的 $M_B^0/M_{p,c}^*$ 为 28.3，如果随便选一个巡航速度，例如 3 km/s，对应的 $M_B^0/M_{p,c}^*$ 为 50.6，增大 1.8 倍。

高超声速吸气式发动机对巡航速度调节范围有严格限制。例如，X-51A 设计的巡航速度范围为

即离心力和滑翔距离修正对于高超中程和远程巡航飞行性能分析是很必要的。

2.2 飞行器升阻比

表 1 给出了不同升阻比下，根据方程 (14) 计算得到地面发射、火箭动力巡航 $M_B^0/M_{p,c}^*$ 与飞行距离的关系。与忽略离心力和滑翔距离的结果相比，可以看出，随着飞行距离的增加，离心力和滑翔距离的影响越来越显著，并使得火箭动力的高超巡航飞行性能大幅提高。例如，飞行距离 10000 km 时，计入离心力和滑翔距离的 $M_B^0/M_{p,c}^*$ 值，升阻比为 3,4 和 5 时，与最小能量弹道相比，分别低约 20%，40% 和 50%；而忽略离心力和滑翔距离时，升阻比须达到 5 才与最小能量弹道相当。

吸气式冲压发动机的进气道对于飞行器的升阻比影响相当大。火箭发动机没有这个问题，即使兼

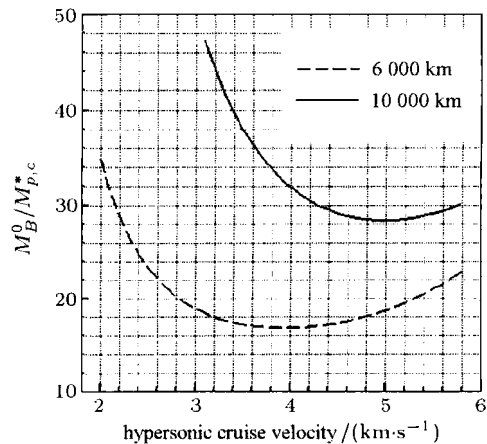


图 4 火箭动力高超巡航飞行性能与巡航速度的关系

Fig.4 Relation of the flight performance of a rocket-based HCV to its cruise speed

Mach 数 5~7。对于更高的 Mach 数，碳氢燃料的积炭问题，燃烧室性能与热防护问题，甚至地面试验设

备,都有许多问题需要解决,实际应用更加遥远.因此,虽然高超巡航最佳速度方程(16a)和(16b)也适用于吸气式冲压发动机,但从实际可能性考虑,在图2给出的吸气式巡航动力飞行性能计算中,巡航速度取2 km/s,来流Mach数大约6.5.这个速度最适合的飞行距离大约在3 000~4 500 km.超出这个范围,速度受限的缺点逐步侵蚀吸气式发动机比冲高的优点,例如,10 000 km时总的飞行性能已比火箭巡航动力低20%.

4 讨 论

文献[1]曾指出:“基于火箭动力的高超声速巡航导弹在现阶段很有竞争力.”因为它“不仅速度高、全程有动力、可机动”,“而且发动机技术成熟,推力调节余地大,飞行环境适用能力强,有望短期内实现.”

本文计入离心力和滑翔距离的分析,极大地增强了这个结论.简略地说,基于火箭动力的高超声速巡航导弹,在现实的升阻比情况下,飞行距离从近中程到远程,其初始发射质量与广义有效载荷之比,均显著优于最小能量弹道,而它的突防能力大幅优于弹道导弹.随着飞行距离增大,例如10 000 km时,基于火箭动力的高超声速巡航导弹的飞行性能,甚

至比目前正在试验的X-51A的飞行性能,还要优越20%.鉴于火箭发动机已是成熟技术,基于火箭发动机的高超声速巡航导弹,不仅现实可行,而且综合性能具有很强的竞争力,是一个值得认真考虑的方案.

高超声速吸气式冲压发动机要充分发挥效用,还必须加强与飞行器的一体化设计,拓宽飞行Mach数的适用范围,并探索与涡喷发动机的高效组合方式.长远地看,这个方向是很重要的,值得进一步努力.

参 考 文 献

- 1 樊菁.高超声速巡航飞行性能的优化分析, CSTAM 2009-0048, 2009; 科学通报, 2010, 55(20): 1974-1978 (Fan Jin. Optimal analysis of hypersonic cruise flight performance. CSTAM 2009-0048, 2009; *Chinese Science Bulletin*, 2010, 55(20): 1974-1978 (in Chinese))
- 2 Bertin JJ. Hypersonic Aerothermodynamics. Washington: AIAA, 1994
- 3 Eggers AJ, Allen HJ, Neice SE. A comparative analysis of the performance of long-range hypervelocity vehicles. NACA TN 4046, 1957
- 4 Vinh NX, Busemann A, Culp RD. Hypersonic and Planetary Entry Flight Mechanics. Ann Arbor: The University of Michigan Press, 1980
- 5 Kuchemann D. The Aerodynamic Design of Aircraft. Oxford: Pergamon Press, 1978. 448-510
- 6 Anderson JD. Hypersonic and High-Temperature Gas Dynamics, 2nd edn. AIAA, 2006

(责任编辑:刘俊丽)

EFFECTS OF CENTRIFUGAL FORCE AND GLIDE DISTANCE ON THE FLIGHT PERFORMANCE OF HCV¹⁾

Fan Jing²⁾

(Laboratory for High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Hypersonic Research Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100090, China)

Abstract The flight performance of hypersonic cruise vehicles (HCVs), a competitive focus of international aerospace technologies in the 21st century, can be measured by a ratio of the initial boost mass to the generalized payload. A coupling frame to analyze the performance was established in Ref.[1]. Under the frame, two important effects, namely the centrifugal force and glide distance, have been further taken into account in this article. It was shown quantitatively that for a given distance, the first important factor to affect the flight performance of HCVs is the cruise speed, the second is the lift-to-drag ratio, and the third is the specific impulse of the cruise engine. As a flight distance increases, the performance of a rocket-based HCV, greatly improved due to the centrifugal force and glide distance taken into account, is significantly superior to the classical minimum-energy trajectory from short-middle to long range. A hypersonic air-breathing ramjet, though its specific impulse much higher than that of a rocket engine, is not so good as the latter in terms of the cruise speed range and lift-to-drag ratio. It is concluded that rocket-based HCVs flying at the optimal speed are a very competitive choice at the current stage.

Key words HCV, flight performance, best cruise speed, centrifugal force, glide distance

Received 10 September 2010, revised 7 January 2011.

1) The project supported by the National Natural Science Foundation of China (10921202).

2) E-mail: jfan@imech.ac.cn