

文章编号 :1001 - 2486(2003)04 - 0010 - 05

## 高超声速巡航飞行器机体 / 推进系统一体化设计参数灵敏度分析\*

罗世彬, 罗文彩, 王振国

(国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘 要** 建立了高超声速巡航飞行器机身 / 推进系统一体化设计模型, 对高超声速巡航飞行器机体 / 推进系统设计参数对性能的影响进行了分析, 提出了一种新的设计参数灵敏度分析方法和设计参数取值域界定方法, 确定了各设计参数的影响等级并对设计参数取值域进行了划分。

**关键词** 高超声速巡航飞行器; 一体化设计; 超燃冲压发动机; 参数分析; 灵敏度分析

**中图分类号** V430 **文献标识码** A

Analysis of the Sensitivity of Hypersonic Cruise Vehicle Airframe/  
Propulsion System Integrated Design Parameters

LUO Shi-bin, LUO Wen-cai, WANG Zhen-guo

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract** An airframe/propulsion system integrated design of hypersonic cruise vehicle overall performance analysis model is set up. The parameter sensitivity of the hypersonic cruise vehicle airframe/propulsion system integrated design is discussed. A new design parameters sensitivity analytical method and a new design parameters region classifying method are presented. Based on the vehicle performance analysis, influence degrees of the design parameters are obtained, and the changing region of design parameters is classified.

**Key words** hypersonic cruise vehicle; integrated design; scramjet; parameter analysis; sensitivity analysis

高超声速巡航飞行器是一个复杂的大系统, 涉及推进、气动力、气动热、质量 / 外形尺寸、控制和弹道等多个学科, 并且各学科间有较强的相互影响, 尤其是飞行器外形(机身)与推进系统间的强耦合(前体作为推进系统进气道的外压缩段, 后体作为推进系统尾喷管外膨胀), 需要对机身 / 推进系统进行一体化设计<sup>[1]</sup>。一体化设计通常选择对机身和推进系统都有影响的设计参数进行优化分析, 这类设计参数可称为机身 / 推进系统一体化设计参数。目前已经公开发表的高超声速巡航飞行器的一体化设计模型要么过于简单, 不能很好地评估推进系统相关设计参数对飞行器性能的影响<sup>[2]</sup>; 要么过于复杂, 不适用于在概念设计和初步设计阶段采用<sup>[3]</sup>。本文建立了面向多学科设计优化(MDO)的高超声速巡航飞行器总体性能分析模型, 采用该模型可以较快地得到机身 / 推进系统一体化设计参数对总体性能的影响, 并可进一步开展高超声速巡航飞行器的多学科设计优化研究。

## 1 性能分析方法

高超声速巡航飞行器(如图 1 所示)的性能分析由弹道优化、质量计算、推进系统计算、气动力计算、气动热计算和控制模块组成。飞行器弹道优化模块满足飞行时间不大于 2100s, 航程超过 3000km, 巡航飞行马赫数为 6.0, 飞行器表面温度小于 1400K。飞行器的质量计算模型在文献[4]建立的空天飞机概念设计的质量估算关系式的基础上建立。高超声速巡航飞行器的低速推进系统采用涡轮冲压发动机, 高速推进系统采用超燃冲压发动机。如图 2 所示, 超燃冲压发动机按部件可分为进气道(外压段和内压段)、隔离段、燃烧室、尾喷管(内膨胀段和外膨胀段), 分别建立各部件的性能分析模型, 将部件性能分析模型集成可得到超燃冲压发动机的性能分析模型。由于本文重点是讨论超燃冲压发动机的设计参数对

\* 收稿日期 2003 - 03 - 30

基金项目: 国家 863 高技术计划资助项目(2002AA723041); 国防科技大学博士生创新基金资助项目

作者简介: 罗世彬(1976-), 男, 博士生。

飞行器性能的影响,涡轮冲压发动机的性能仅采用经验公式近似计算<sup>[5]</sup>。对进气道—隔离段和尾喷管内流动过程还建立了基于NS方程的数值计算模型进行分析,在一体化分析中通过变复杂度技术<sup>[6]</sup>将高精度数值计算模型与低精度工程分析模型耦合在一起,既保证了计算的高可靠性,又有效地降低计算费用。飞行器的气动力计算采用部件组合法<sup>[7]</sup>,高超声速巡航飞行器机身外形特殊,常用的基于旋转体近似的机身工程估算方法不适用。对低速条件下机身气动力,本文采用基于数值计算结果插值的方法估算,对高超声速条件下采用面元法估算,同时采用基于Euler方程的数值模拟计算机身气动力,并利用变复杂度技术将两种精度的模型结合起来,通过适时更新全局—局部近似函数得到飞行器机身气动性能,机翼和尾翼则采用成熟的工程估算方法<sup>[7]</sup>,在分别计算了机身、机翼和尾翼气动力后,通过考虑相互间的干扰就可得到整个飞行器的气动力。高超声速巡航飞行器气动加热比较严重的区域主要有头部驻点区、机翼前缘区和发动机侧板及唇口前缘区,本文采用了比较成熟的工程估算方法,具体过程参见文献<sup>[8,9]</sup>。为了简化弹道计算,忽略地球曲率半径和自转的影响,重力加速度取为常值,并假定推力沿飞行器轴向。为了达到任务所需的飞行状态,对飞行器弹道倾角和燃料流量进行了控制,弹道倾角采取比例控制,燃料流量采取比例微分控制。

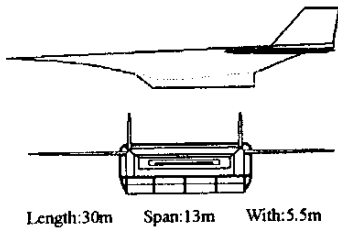


图1 高超声速巡航飞行器参考外形

Fig.1 Hypersonic cruise vehicle reference configuration with baseline values for design parameters

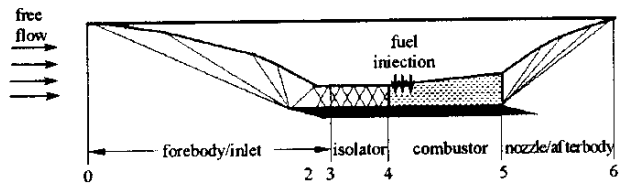


图2 一体化设计的高超声速巡航飞行器高速推进系统(超燃冲压发动机)简图

Fig.2 Schematic of integrated design high-speed propulsion system for hypersonic cruise vehicle (scramjet)

高超声速巡航飞行器性能分析的目标函数为飞行器起飞质量(GLOW),显然目标函数值越小,性能越好。为了简化分析,保持高超声速巡航飞行器长度、机身宽度和机翼尺寸不变,飞行器长30m。机身下腹部并排安放4台模块式超燃冲压发动机。前体为4级楔形体,4级楔形体的总转折角保持为 $13^\circ$ ,因此只有3个转折角是自由变化的。为增加飞行器的操控性和机动性,尾部安装了一对垂直尾翼,其尺寸保持不变。选择进气道设计马赫数、第一楔形体转折角、第二楔形体转折角、第三楔形体转折角、后体/喷管膨胀角、等截面段占燃烧室总长的比例、前体占机身总长的比例、发动机占机身总长的比例、燃烧室扩张段扩张角和底部高度占机身高度的比例为设计参数,其基准值及取值域见表1,通过这些设计参数可以确定机身外形和推进系统各部件尺寸。

由于升力体外形的气动特性和一体化超燃冲压发动机性能受外形尺寸和飞行条件影响较大,且没有公认的比较实用的经验公式,而文献<sup>[2]</sup>所用的气动模型仅用给定的气动力系数近似描述,推进系统模型基于零维和经验公式,模型中甚至没有包括主要的机身/推进系统设计参数,因此文献<sup>[2]</sup>的一体化设计模型计算精度不高,不能充分反映机身/推进系统设计参数对飞行器性能的影响。Lockwood等<sup>[3]</sup>采用的高超声速飞行器一体化设计和分析方法大量采用计算流体力学方法和有限元方法分析气动力/热、推进系统和结构性能,所用的程序包含多种商业软件,整个分析过程依赖人工交互。该方法计算结果精度高,基本可以满足飞行器详细设计的要求,但计算量很大,耗时长,不能自动完成,不适用于飞行器概念设计阶段需要大量选择方案时采用,尤其不适用于进行方案的优化设计。本文建立的高超声速巡航飞行器一体化设计模型包含了影响机身/推进系统外形尺寸的主要设计参数,能够反映机身/推进系统一体化设计参数对飞行器性能的影响,且计算量适中,可自动完成,在P4 1.0GHz CPU微机上完成一个设计点对应的方案分析约耗时32min(为减少计算量,气动和推进的高精度分析模型均只调用一次),能够满足高超声速巡航飞行器概念设计和初步设计要求。

表1 高超声速巡航飞行器机身/推进系统一体化设计参数

Tab.1 Hypersonic cruise vehicle airframe/propulsion system integrated design parameters

设计参数	描述	基准值	取值域
$Ma_{design}$	进气道设计马赫数	6.0	5.0 ~ 7.0
$Ang_{inlet1}$	第一楔形体转折角	3.0deg	2 ~ 5deg
$Ang_{inlet2}$	第二楔形体转折角	4.0deg	2 ~ 5deg
$Ang_{inlet3}$	第三楔形体转折角	3.0deg	2 ~ 5deg
$Ang_{after}$	后体/喷管膨胀角	15.0deg	15 ~ 45deg
$R_{com}$	等截面段占燃烧室总长的比例	0.25	0.20 ~ 0.30
$R_{fore}$	前体占机身总长的比例	0.45	0.30 ~ 0.50
$R_{eng}$	发动机占机身总长的比例	0.2	0.2 ~ 0.35
$Ang_{com}$	燃烧室扩张段扩张角	10.0deg	8 ~ 15deg
$R_b$	底部高度占机身高度的比例	0.05	0.025 ~ 0.075

## 2 设计参数灵敏度分析和取值域界定方法

由于设计参数对飞行器性能的影响在研究考察的取值域内很可能不是线性的,将所考察的设计参数取值域分为10个区间,分别确定不同区间变化量飞行器性能对设计参数的灵敏度。

$$\Delta GLOW\% = \frac{GLOW(X_H) - GLOW(X_L)}{GLOW(X_H)} \times 100\% \quad (1)$$

式中  $X_H$  和  $X_L$  分别表示设计参数取区间的上限值和下限值。设计参数对基准值的偏离量所引起的飞行器性能的偏离量可以由(2)式和(3)式计算。

$$\Delta X = \frac{X - X_C}{X_C} \times 100\% \quad (2)$$

$$\Delta GLOW_C\% = \frac{GLOW(X) - GLOW(X_C)}{GLOW(X_C)} \times 100\% \quad (3)$$

式中  $X_C$  表示对于设计参数的基准值,基准值置于设计参数取值域的中点。

借鉴物理规划(Physical Programming)中构造喜好函数的思想<sup>[10]</sup>,本文提出一种对设计参数取值域进行划分和评价的新方法,该方法根据设计参数对最优点的逼近程度将设计参数区域分为极好区、较好区、一般区、较差区和极差区5级。对于5级设计参数区域边界的界定,设计者可以根据目标函数对设计参数的灵敏程度来具体规定。一种比较简单的界定方法是根据目标函数的变化来划分,从最优点开始,如将目标函数由最高值下降1%、1%~5%、5%~10%、10%~15%和15%以上的参数区域分别确定为极好区、较好区、一般区、较差区和极差区。当目标性能优化问题为最小化问题时,参数区域边界的划分方法正好与上述过程相反。

## 3 计算结果分析

为了能够将设计参数对飞行器性能的影响程度量化,在基准参数值的基础上逐次改变每一个参数,进行了参数灵敏度分析,计算结果见表2。由表2可见,前体占机身总长的比例对GLOW的影响最为显著,前体占机身总长的比例由基准值提高5.00%,可导致GLOW 2.91%的变化。将设计参数对目标性能的影响程度分为显著、较大、一般、较小和不显著5类,则前体占机身总长的比例对飞行器性能影响属于显著,进气道设计马赫数和发动机占机身总长的比例对飞行器性能影响属于较大,第一楔形体转折角对飞行器性能的影响属于一般,燃烧室扩张段扩张角和后体/喷管膨胀角对飞行器性能的影响属于较小,第二楔形体转折角、第三楔形体转折角、等截面段占燃烧室总长的比例和底部高度占机身高度的比例对飞行器性能的影响属于不显著。

GLOW随第一楔形体转折角、前体占机身总长的比例、发动机占机身总长的比例的增加而增加。第一楔形体转折角增加,前体高度增高,前体结构质量增加,同时飞行器气动阻力增大,导致飞行器满足任务航程要求所需燃料增加,因此GLOW增加,前体占机身总长的比例增加,则后体长度减少,燃烧室出

口燃气膨胀不充分,推进系统性能下降,飞行器满足任务航程要求所需燃料增加,故 GLOW 增加;发动机占机身总长的比例增加,同样导致后体长度减少,燃烧室达到一定长度后,超燃冲压发动机性能随燃烧室长度增加而提高的潜力有限,但却引起发动机结构质量大幅度增加;同时后体长度减少,引起推进系统性能降低,飞行器满足任务航程要求所需燃料增加,GLOW 随之增加。GLOW 随后体/喷管膨胀角和燃烧室扩张段扩张角增加而降低。后体/喷管膨胀角增加,燃烧室出口燃气膨胀更加充分,推进系统性能提高,同时后体结构质量减少,这两方面因素都有利于降低满足任务要求的 GLOW。在本文考察的燃烧室扩张段扩张角取值域内,推进系统性能随燃烧室扩张段扩张角增大而提高,同时发动机结构质量基本不变,机身结构质量减少,降低了满足任务要求的 GLOW。在进气道设计马赫数的整个取值域内,飞行器均满足任务要求。进气道设计马赫数越大,前体斜激波汇于外罩唇口的设计要求使得前体越扁平,前体结构质量越轻,GLOW 越小,因此进气道设计马赫数越大越好;另一方面,任务要求飞行器在马赫数为 6.0 时巡航,如果进气道和推进系统设计马赫数大于 6.0,则推进系统不能在设计马赫数下工作,进气道附加阻力和溢流增大,推进系统性能达不到设计性能,满足任务要求需要耗费更多的燃料,进而导致 GLOW 增加,因此进气道设计马赫数并非越大越好。计算表明当进气道设计马赫数约为 6.7 时,飞行器完成任务航程所需的时间最短,所需携带的燃料量最少,GLOW 最小。

表 2 高超声速巡航飞行器机身/推进系统一体化设计参数灵敏度

Tab.2 Sensitivity of hypersonic cruise vehicle airframe/propulsion system integrated design parameters

设计参数	区间	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
$Ma_{design}$	$\Delta GLOW\%$	-0.933	-0.930	-0.901	-0.896	-0.866	-0.859	-0.829	-0.820	5.571	-0.948
	$\Delta X\%$	-16.67	-13.33	-10.00	-6.67	-3.33	3.33	6.67	10.00	13.33	16.67
	$\Delta GLOW_C\%$	4.607	3.641	2.686	1.769	0.866	-0.851	-1.666	-2.466	3.287	2.317
$Ang_{inlet1}$	$\Delta GLOW\%$	0.509	0.508	0.320	0.507	0.506	0.505	0.481	0.503	0.503	0.502
	$\Delta X\%$	-25.00	-20.00	-15.00	-10.00	-5.00	5.00	10.00	15.00	20.00	25.00
	$\Delta GLOW_C\%$	-2.329	-1.829	-1.328	-1.011	-0.506	0.508	0.994	1.505	2.017	2.531
$Ang_{inlet2}$	$\Delta GLOW\%$	-0.018	0.012	0.012	0.005	0.012	0.012	-0.020	0.011	0.034	-0.021
	$\Delta X\%$	-12.50	-10.00	-7.50	-5.00	-2.50	2.50	5.00	7.50	10.00	12.50
	$\Delta GLOW_C\%$	-0.023	-0.041	-0.029	-0.017	-0.012	0.012	-0.008	0.003	0.037	0.016
$Ang_{inlet3}$	$\Delta GLOW\%$	-0.006	-0.006	-0.011	0.018	-0.006	-0.007	-0.012	-0.007	0.016	-0.007
	$\Delta X\%$	-16.67	-13.33	-10.00	-6.67	-3.33	3.33	6.67	10.00	13.33	16.67
	$\Delta GLOW_C\%$	0.011	0.005	-0.001	-0.011	0.006	-0.007	-0.018	-0.025	-0.009	-0.016
$Ang_{after}$	$\Delta GLOW\%$	-0.015	-0.015	-0.015	-0.015	-0.015	-0.015	-0.015	-0.015	-0.015	-0.015
	$\Delta X\%$	-10.00	-8.00	-6.00	-4.00	-2.00	2.00	4.00	6.00	8.00	10.00
	$\Delta GLOW_C\%$	0.075	0.060	0.045	0.030	0.015	-0.015	-0.030	-0.046	-0.061	-0.076
$R_{com}$	$\Delta GLOW\%$	0.011	0.011	0.011	0.011	0.011	0.011	0.011	0.011	0.011	0.011
	$\Delta X\%$	-20.00	-16.00	-12.00	-8.00	-4.00	4.00	8.00	12.00	16.00	20.00
	$\Delta GLOW_C\%$	-0.057	-0.045	-0.034	-0.023	-0.011	0.011	0.023	0.034	0.045	0.057
$R_{fore}$	$\Delta GLOW\%$	0.666	0.661	0.657	0.652	0.648	0.643	0.639	0.635	0.631	0.626
	$\Delta X\%$	-5.55	-4.44	-3.33	-2.22	-1.11	1.11	2.22	3.33	4.44	5.56
	$\Delta GLOW_C\%$	-3.241	-2.593	-1.944	-1.296	-0.648	0.648	1.295	1.942	2.589	3.236
$R_{eng}$	$\Delta GLOW\%$	0.940	0.936	0.932	0.929	0.925	0.921	0.918	0.914	0.912	0.907
	$\Delta X\%$	-20.00	-16.00	-12.00	-8.000	-4.000	4.00	8.00	12.00	16.00	20.00
	$\Delta GLOW_C\%$	-4.576	-3.670	-2.760	-1.845	-0.925	0.930	1.864	2.804	3.748	4.698
$Ang_{com}$	$\Delta GLOW\%$	-0.017	-0.017	-0.017	-0.017	-0.017	-0.017	-0.017	-0.017	-0.018	-0.018
	$\Delta X\%$	-10.00	-8.00	-6.00	-4.00	-2.00	2.00	4.00	6.00	8.00	10.00
	$\Delta GLOW_C\%$	0.086	0.069	0.052	0.035	0.017	-0.017	-0.035	-0.052	-0.070	-0.087
$R_b$	$\Delta GLOW\%$	0.048	0.048	0.048	0.048	0.048	0.048	0.047	0.047	0.047	0.047
	$\Delta X\%$	-50.00	-40.00	-30.00	-20.00	-10.00	10.00	20.00	30.00	40.00	50.00
	$\Delta GLOW_C\%$	-0.238	-0.191	-0.143	-0.095	-0.048	0.048	0.095	0.142	0.190	0.237

在完成了设计参数灵敏度分析后,可以很方便地对设计参数取值域进行 5 级区域划分。以进气道设

计马赫数为例,最优设计值为6.7,设计参数区域划分结果如图3所示。图中虚线表示了GLOW与最小GLOW的相对量在整个设计参数取值域内变化关系,并由此对设计参数区域进行了划分。图中1、2、3、4、5分别对应5级设计参数区域。从图中可以看出, [5.0, 5.54]和 [6.78, 7.0]区域为进气道设计马赫数参数的一般选择区 [5.55, 6.45]和 [6.72, 6.77]为进气道设计马赫数参数的较好选择区 [6.46, 6.71]为进气道设计马赫数参数的极好选择区,在考察设计参数取值域内没有较差区和极差区。需要调整设计参数时,一般建议在极好选择区和较好选择区内变化。其它设计参数的取值域划分与此类似,此处从略。

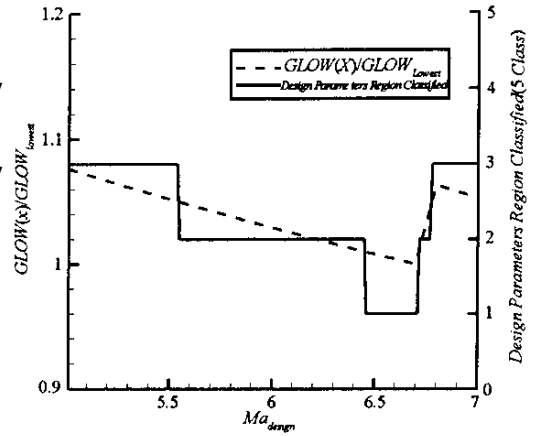


图3 进气道设计马赫数取值域5级划分

Fig. 3 5-Degree region classified for inlet design Mach number

## 4 结论

首先建立了高超声速巡航飞行器各学科分析模型,应用变复杂度技术将高低两种精度的模型结合起来,并进一步集成为一体化设计模型。选择飞行器起飞质量作为目标函数,通过一体化设计模型,对机身/推进系统一体化设计参数进行了灵敏度分析,得到了不同设计参数对飞行器总体性能的影响。根据参数灵敏度不同将设计参数分为5类,其中前体占机身总长的比例对飞行器性能影响最大,在详细设计时应该给予重视。另外进气道设计马赫数和发动机占机身总长的比例对飞行器性能影响也较大。本文还提出了一种5级设计参数取值域的划分方法,应用该方法对设计参数取值域进行了划分。该方法可以清晰地反映同一设计参数在不同参数区域内对目标函数的影响程度,对进一步开展较深入的参数分析和飞行器详细设计都有重要的指导意义。

## 参考文献:

- [1] Curran E T, Murthy S N B. Scramjet Propulsion [M]. Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, 2000.
- [2] Schindel L H. Design Model of High-performance Ramjet or Scramjet-powered Vehicles [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1990, 27(6).
- [3] Lockwood M K, Petley D H, Matin J G, Hunt J L. Airbreathing Hypersonic Vehicles Design and Analysis Methods and Interactions [J]. Aerospace Sciences, 1999, 35: 1 - 32.
- [4] Chaput A J. Preliminary Sizing Methodology for Hypersonic Vehicles [J]. Journal of Aircraft, 1992, 29(2).
- [5] Chuang C H, Morimoto H. Periodic Optimal Cruise for a Hypersonic Vehicle with Constraints [J]. Journal of Spacecraft and Rockets [J], 1997, 34(2).
- [6] Hutchison M G, Unger E, Mason W H, Grossman B, Haftka R T. Variable-complexity Aerodynamic Optimization of a High Speed civil Transport Wing [J]. Journal of Aircraft, 1994, 31(1): 110 - 116.
- [7] 严恒元. 飞行器气动特性分析与工程计算 [M]. 西安:西北工业大学出版社, 1990.
- [8] 黄志澄. 航空气动力学 [M]. 北京:宇航出版社, 1994.
- [9] Vanmol D O, Anderson J D. Heat Transfer Characteristics of Hypersonic Waveriders with an Emphasis on the Leading Edge Effects [R]. NASA Contractor Report 189586.
- [10] Messac A. Physical Programming: Effective Optimization for Computational Design [J]. AIAA Journal, 1996, 34(1): 149 - 158.



