

高马赫数飞行器飞/发性能一体化评估方法初步研究

陈宣亮, 曾 军, 李刚团, 曹铭栋

(中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 从一体化的角度,进行了高马赫数飞机飞/发一体化性能初步分析。将飞行轨迹分段并以平均加速度考虑,运用积分计算的方法,得到在不同推重比、不同比冲下,燃油+动力系统质量分数随平均加速度和飞行马赫数的变化规律。研究发现,对于升力体类的高速飞机,当加速至6马赫时,加速阶段的平均加速度在 $0.15g \sim 0.20g$ 范围内较为合适;若平均加速度大于 $0.20g$,在相同巡航速度和航程下,燃油质量分数随加速度的增大而增大;若平均加速度小于 $0.05g$,会使得飞机航程大大减小且速度提升慢,燃油主要消耗在加速度段。提出的方法和研究结果,为高马赫数飞机飞/发一体化设计和性能评估提供了有力参考。

关键词: 飞/发一体化;高速飞机;加速特性;飞行性能;燃油消耗;爬升方式

中图分类号: V231 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620 (2022) 01-0016-07

Performance evaluation method of high Mach number aircraft/engine integration design

CHEN Xuan-liang, ZENG Jun, LI Gang-tuan, CAO Ming-dong

(AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: The performance evaluation of high Mach number aircraft/engine integrated design was carried out. Segmenting contrail and taking average speed into account, in the mean time, by using integration method, the changing law of percentage of parts of engine and fuel system varies with acceleration under different thrust to weight ratio and specific impulse. The investigation results show that the mean acceleration speed between $0.15g$ and $0.20g$ would be better for wave rider aircraft when it needs to reach Mach 6. If the mean acceleration speed is more than $0.20g$, the fuel mass fraction will increase as acceleration speed increases under the same cruise speed and range. If the mean acceleration speed is smaller than $0.05g$, the flying range would be much shorter and acceleration time would be longer, furthermore, the fuel consumption would be much bigger during acceleration. The performance evaluation method proposed and investigation results provide reference for high Mach number aircraft/engine integration design.

Key words: aircraft/engine integration; high Mach number aircraft; acceleration characteristics; flight performance; fuel consumption; climbing mode

1 引言

高超声速飞行器主要包括,一次性高超声速巡航飞行器、可重复使用高超声速巡航飞行平台和跨大气层可重复使用运载飞行器三大类,其典型装备形态包括,高超声速巡航导弹、高超声速飞机和可重复使用运载器等。自飞行器发明和应用以来,对快

的追求始终是其重要的发展方向,飞行速度也成为决定或影响飞行器能力的关键指标之一。高马赫数飞机具有飞行速度快、机动灵活、突防能力强,能够空天往返等低速飞机难以企及的优点,可适宜未来瞬息万变的战场态势和快速的人员物资转移的需要,有着极高的应用价值和使用需求,是现代大国争

收稿日期: 2021-07-25

基金项目: JKW173基础加强项目(2021-JCJQ-JJ-0345)

作者简介: 陈宣亮(1992-),男,重庆人,工程师,硕士,主要从事飞/发一体化技术研究。

相发展的战略技术制高点。从20世纪70年代以来,投入使用的飞行速度超过3马赫的飞机,只有美国的SR-71和苏联的苏-25。海湾战争以后,现代化的战争格局有了巨大变化,各国争相发展高速甚至高超声速飞机。普惠公司等一直将发动机/进气道/飞机机体一体化设计问题作为一项专门联合课题来开展,以便更好地完成空军合同。欧洲台风、美国F-22等飞机在论证规划中充分应用飞/发性能一体化评估,耦合机体系统和动力系统,不断迭代优化,在极大发掘各自潜能的同时,减少了性能损失^[1-2]。

从目前国外高超声速飞行器技术发展所形成的成果和经验来看,高超声速飞机在军事应用上也存在一些局限性,如载荷系数低、留空时间短、过载机动能力有限等。这主要是由于高速飞机升阻特性在高速段较难提高,且单一动力形式较难提供宽速域范围内有效推力的原因。近年来,组合动力的技术研究为高速飞机的任务达成、方案闭合等提供有效途径。尤其是涡轮冲压组合动力的技术研究,一方面能够提供低速飞行区域的大推力,又能兼顾高速飞行区域的持续推力,从原理上解决了涡轮发动机工作范围狭窄的难题;另一方面,涡轮冲压组合动力由于两种动力形式间的模式切换,在马赫数3附近常常带来推力不衔接、推力不足等推力陷阱问题,使得高速飞机的整体加速性不好,带来模态转换阶段燃油消耗量大等问题^[3]。

单采用组合动力能力提升方式,较难快速满足高超声速飞机的实际使用需求。而飞发一体化性能评估分析、优化设计的方法,从飞机平台整体作战效能最优的角度出发,通过分析典型飞行器气动特性,结合组合动力推力、比冲等耦合分析,从最小燃油消耗、最快爬升方式、最短爬升路径等方面出发,一体化分析飞机平台和组合动力的优化匹配,可在较小代价的前提下快速满足高超声速飞机的能力需求。本文从一体化的角度,分析高超声速飞机的可用典型飞行轨迹,将典型飞行轨迹分段并考虑平均加速度,运用积分计算的方法,进行高马赫数飞机飞/发一体化性能初步分析,得到飞机主要部分质量分数随飞行马赫数的变化规律,并进一步得到在不同推重比下,动力系统和燃油质量分数随加速度的变化规律。从考虑动力系统和飞机平台整体性能最优的角度出发,探寻适用于高超声速飞机的飞发一体化性能优化设计方法。

2 总体评估参数

飞机的性能参数主要包括加速性、航程、最大飞行高度、最大平飞速度、最大爬升率、最小转弯半径、起降距离等,本文以飞机的加速性和航程作为性能参数评判飞机的优劣。飞机的加速性由动力系统的推力和推重比确定,航程主要由比冲和燃油量决定,经分析评估,最终选择用燃油+动力系统占飞机起飞质量的质量分数,作为飞机和动力系统的方案和性能的评价标准。表1所示为不同类型飞机的各部分质量分数。由表可知,战斗机空机质量比为0.45~0.60,攻击机空机质量比为0.41~0.54,轰炸机空机质量比为0.37~0.42。根据高马赫数飞机航程与结构特点,其空机质量比和燃油质量比介于轰炸机与战斗机之间,在充当远程轰炸机角色的同时也实施战斗机任务。

表1 飞机各部分质量分数^[4]
Table 1 Aircraft parts mass fraction

参数	战斗机	攻击机	轰炸机
空机质量比	0.45 ~ 0.60	0.41 ~ 0.54	0.37 ~ 0.42
燃油质量比	0.21 ~ 0.33	0.17 ~ 0.33	0.40 ~ 0.62
有效载荷比	0.21 ~ 0.28	0.18 ~ 0.37	0.14 ~ 0.19
机翼载荷/(kg/m ²)	262 ~ 467	315 ~ 544	447 ~ 516
起飞推重比	0.65 ~ 1.29	0.56 ~ 0.88	0.26 ~ 0.40

图1为战斗机、客机、货运飞机、螺旋桨飞机的空机质量比随起飞质量的变化曲线,横坐标代表起飞质量,纵坐标代表不包含燃油和动力系统质量的空机质量比。从统计曲线分析得出,随着起飞质量增加,各类飞机空机质量比随之减小,对于在60t以内的战斗机或运输机,空机质量比最小约为0.50。

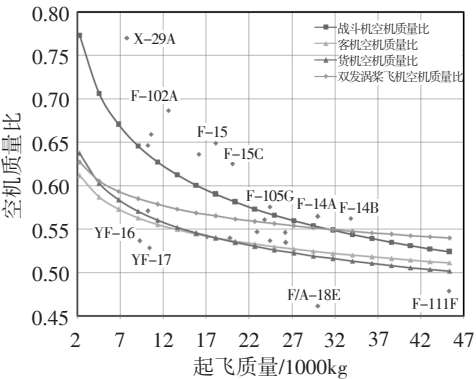


图1 空机质量比随起飞质量的变化曲线

Fig.1 Aircraft empty mass rate vs. take-off weight

表2为服役与运营的典型飞机燃油+动力系统质量分数统计分布。表中起飞质量=空机质量+载

表2 飞机燃油+动力系统质量分数统计
Table 2 Aircraft fuel and engine mass fraction

飞机	起飞质量/kg	燃油+动力质量分数
SR-71	77 000	0.513
A320	73 500	0.498
B737	65 090	0.484
CRJ-100	21 523	0.465
ARJ-21	40 500	0.506
E-190	47 790	0.508
A-310	142 000	0.497
B-777	229 575	0.486

重+燃油质量(空机质量=动力系统质量+其他部分质量),质量分数=各部分质量/起飞质量。统计发现,主要的低速运输机和侦察机的燃油+动力系统质量分数在0.460~0.520范围内。

考虑高超声速飞机的热防护等结构使得空机质量分数增加,飞机的燃油+动力系统质量分数,较低速运输机和侦察机有所增大。本文分析得出,高超声速飞机燃油+动力系统质量分数在60%以内较为可信。图2为宽马赫数范围国内外涡轮和冲压发动机典型比冲范围图,根据国内动力系统技术和发展情况,此处选取3种不同大小的组合动力比冲曲线加以考虑。

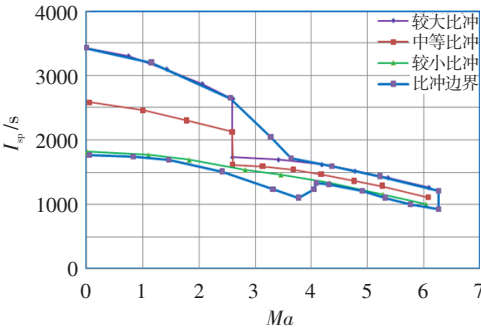


图2 宽马赫数范围涡轮和冲压发动机典型比冲曲线
Fig.2 Typical specific impulse of turbine and ramjet

图3为高马赫数飞机典型升阻比曲线。该升阻比根据马赫数3一级飞机SR-71典型任务剖面下升阻比和高超声速升力体飞行器典型升阻比综合得到。由图可知,在马赫数超过3以后,升阻比变化缓慢,均在5~6范围内^[5-7]。

3 飞行方程与爬升方式

图4为飞机在纵向对称面内的受力分析图。不考虑地球旋转,纵向平面内的质点动力学方程如式

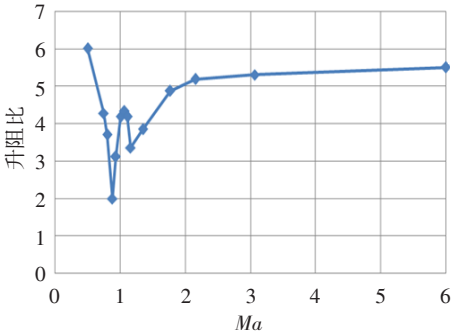


图3 高马赫数飞机典型升阻比^[8-9]
Fig.3 Typical lift-drag ratio of high Mach number aircraft

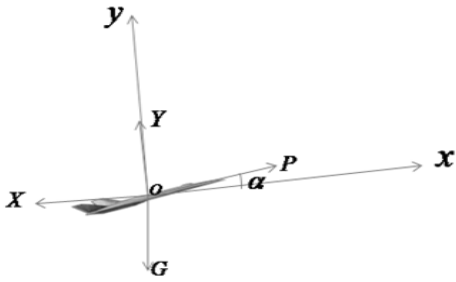


图4 飞机受力图
Fig.4 Aircraft force analysis

(1)所示。

$$\begin{aligned} m \frac{dv}{dt} &= P \cos \alpha - X - mg \sin \theta \\ mv \frac{d\theta}{dt} &= P \sin \alpha + Y - mg \cos \theta \\ \frac{dx}{dt} &= v \cos \theta \\ \frac{dh}{dt} &= v \sin \theta \\ \frac{dm}{dt} &= -m_s \\ \alpha &= \alpha(t) \end{aligned} \tag{1}$$

式中: m 为飞机质量, g 为重力加速度, v 为速度, θ 为飞行轨迹倾角, x 为水平飞行距离, h 为飞行高度, X 为阻力, Y 为升力, m_s 为发动机燃料质量流量, α 为迎角, P 为发动机推力。

将上式微分方程组中纵向对称面内受力方程,用离散的积分形式表示为:

$$\begin{cases} P_i \sin \alpha_i + Y_i - m_i g \cos \theta_i = m v_i \frac{d\theta_i}{dt} \\ P_i \cos \alpha_i - X_i - m_i g \sin \theta_i = m \frac{dv_i}{dt} \end{cases} \tag{2}$$

3.1 高速飞机典型爬升方式

高速飞机典型的爬升方式可分为最小油耗爬升、最短时间爬升、等动压爬升等,本文分析了高马赫数飞行器在高速段主要使用的等动压和等热流的爬升方式^[10-11],见图5。

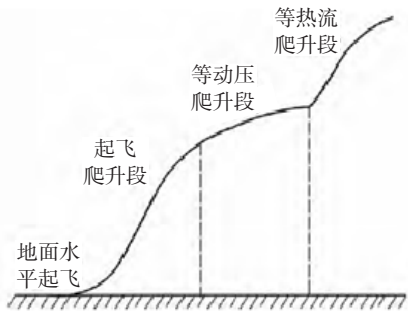


图5 等动压爬升方式
Fig.5 Constant pressure climbing

3.1.1 等动压爬升段

等动压爬升轨迹方程推导：
$$q = \frac{1}{2} \rho v^2$$
$$\rho = \rho_0 e^{-h/h_s}$$
式中： q 为动压， ρ 为空气密度， v 为飞行速度， ρ_0 为地面条件下参考空气密度， h_s 为参考高度。

对动压求导得到：
$$dq = \frac{1}{2} (v^2 d\rho + 2\rho v dv)$$
将密度方程带入式(4)中得到：
$$d\rho = -\frac{\rho}{h_s} dh$$
由于在等动压爬升中， $dq=0$ ，并求解积分可以得到：

$$h = 2h_s \ln v + C_v$$
式中： C_v 为速度的函数。当 C_v 不为常数时，动压也不再是常数，而是速度的函数，此时的动压变化规律由该函数确定。据此，可灵活设计出各种满足爬升需求的高度-速度参考曲线或动压-速度参考曲线。

根据等动压爬升方法，可推导出等动压爬升的迎角变化规律如式(7)所示，式中 α_{ref} 为参考飞行攻角。
$$\alpha_{ref} = (mv\dot{\theta}_{ref} + mg \cos \theta) / (P + Y^\alpha)$$
参考美国X-43飞机，升力系数和阻力系数可拟合为：

$$C_y = 1.492 - 0.533Ma + 0.461\alpha - 0.05\alpha Ma + 0.01Ma^2 + 0.014\alpha^2$$
$$C_x = 0.634 - 0.137Ma + 0.062\alpha - 0.007\alpha Ma + 0.01Ma^2 + 0.014\alpha^2$$

发动机比冲拟合公式为：
$$I_{sp} = 10\,425 - 115\alpha^2 + 690\alpha + 900Ma + 12.5Ma^2 - 0.182h$$

3.1.2 等热流爬升段

与等动压爬升同理进行推导，由热流变化率为0，经简化和积分计算后，得到式(11)。表3给出了等热流密度飞行的初始条件。其中， Q 代表热流密度。

$$h = 6.3h_s \ln v + C_Q$$
$$\text{式中: } C_Q = h_s c \ln \frac{C_1^2}{Q_c^2 R_d v_c^{6.3}}$$

表3 等热流密度飞行初始条件
Table 3 Equal heat flux initialization

h/m	$v/(\text{m/s})$	$\theta/(\text{^\circ})$	$Q/(\text{kW/m}^2)$
28 000	1 800	5	230

3.1.3 起飞爬升段

起飞爬升段是从地面起飞动压逐渐增加的过程，考虑到整个轨迹的光滑与连续性，起飞爬升段采用形式为：

$$h = 2h_s \ln v + f(v)$$
此处选择 $f(v) = \sum_{i=0}^n c_i v^i$ 为二阶(或三阶)多项式，需

- 确定3个或4个条件用以确定各参数：
- (1) 爬升起始点的高度和速度(h_0, v_0)已知；
 - (2) 爬升起始点 $\frac{dh}{dv}|_0$ 已知；
 - (3) 与等动压段的交接点处高度和速度(h_1, v_1)已知；
 - (4) 与等动压段的交接点 $\frac{dh}{dv}|_1$ 已知。

3.2 计算边界条件

$h_0=0, v_0=100 \text{ m/s}, \frac{dh}{dv}|_0=0$ ；假设等动压段的动压为40 kPa，等动压爬升的起始高度为10 km，等热流爬升段的热流密度为230 kW/m²。由此可计算出等动压爬升的起始速度约为400 m/s。使用起飞爬升阶段和等动压爬升阶段的公式，分别得到高度与速度的关系式如下：

起飞爬升阶段轨迹：
$$h(v) = 13\,400 \ln v - 0.000\,74v^3 + 0.77v^2 - 265.12v - 40\,185$$
等动压爬升阶段轨迹：
$$h(v) = 13\,400 \ln v - 71\,948.5$$
等热流段轨迹：
$$h(v) = 42\,210 \ln v - 273\,663$$
由此得到马赫数6及以下飞行速域的爬升飞行轨迹曲线，如图6所示。

4 计算结果

首先，通过确定 $Y/X=f(Ma, \alpha), I_{sp}=f(Ma, \alpha)$ ，以及飞行轨迹的特征点计算，得到不同分段平均加速度下的燃油消耗量；其次根据推力曲线，得到不同推

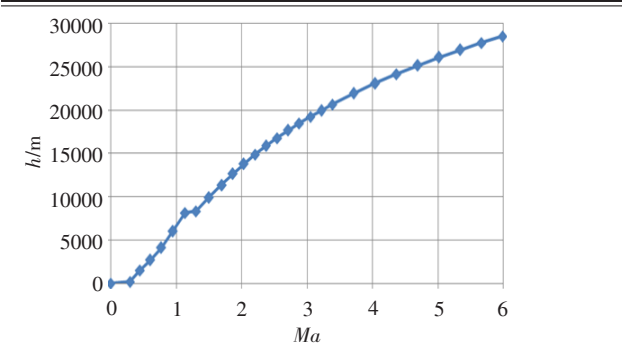


图6 飞行高度随速度的变化曲线
Fig.6 Flight height variation with speed

重比下发动机的质量;最终得到燃油+动力系统占整个飞机的质量分数,如图7所示。由图可知,从起飞加速至巡航速度段,燃油质量分数随加速度的增大逐渐减小,加速度越大,加速到相同马赫数下的时间就越短,消耗的燃油质量越少;当加速度小于 $0.1g$ 时,燃油质量分数对加速度较为敏感。从起飞加速至巡航段,同一推重比下,随着加速度增大,燃油+动力系统质量分数呈现先减小后增大的趋势。随着加速度增大,相同飞行条件下所需的推力就越大,相同推重比下动力系统需求质量增大;在加速度大于 $0.2g$ 后,动力系统所需质量增量大于燃油需求减少量。

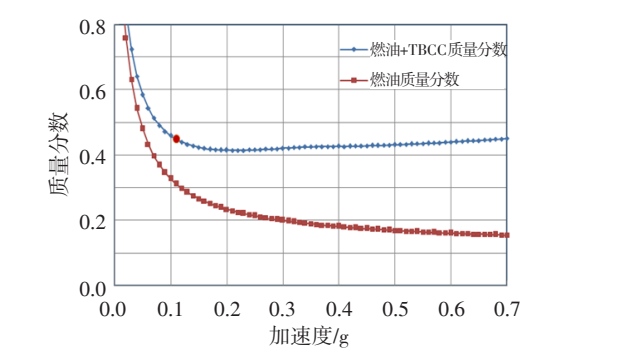


图7 推重比6时质量分数变化曲线
Fig.7 Mass fraction varies from thrust-weight ratio of 6

图8为从起飞加速至巡航速度段不同推重比下质量分数变化曲线。从图中可以得知,推重比越小加速度对动力系统质量增量要求越大,使得在较小的加速度下达到燃油+动力系统质量分数最小值。最佳加速度定义为在考虑动力系统实际推进能力下,将略小于最小燃油+动力系统质量分数所对应的加速度值。根据国内动力系统推力的实际情况,组合动力系统推重比为 $4\sim 10$ 时的最佳加速度值均在 $0.10g\sim 0.20g$ 范围内。

从起飞加速至巡航速度段不同推重比、不同比冲系数下,最佳加速度统计如表4所示。使用表4所

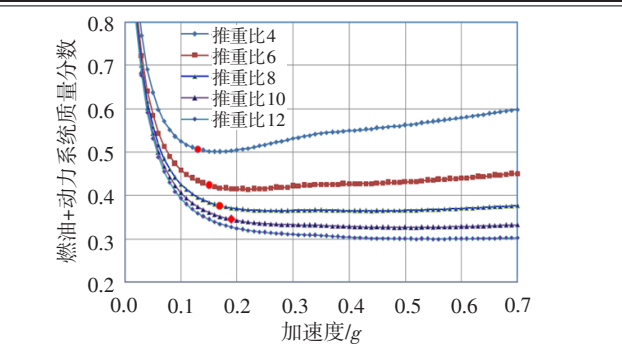


图8 不同推重比下的质量分数变化曲线
Fig.8 Mass fraction varies from different thrust-weight ratio

表4 不同推重比和比冲下的最佳加速度值

		推重比				
		4	6	8	10	12
最佳 加速 度/ g	$0.8 I_{sp}$	0.14	0.15	0.17	0.19	0.20
	$0.9 I_{sp}$	0.13	0.14	0.16	0.18	0.19
	$1.0 I_{sp}$	0.12	0.13	0.15	0.17	0.18
	$1.1 I_{sp}$	0.11	0.12	0.14	0.16	0.17
	$1.2 I_{sp}$	0.10	0.11	0.13	0.15	0.16

示的各工况下最优加速度作为输入参数,计算飞机从起飞加速到巡航马赫数下,燃油+动力系统的质量分数,结果如图9所示。结合飞机类型及起飞质量,可初步评估飞机和动力系统性能的匹配性。假设某类型飞机燃油+动力系统质量分数最大为 $n\%$,则动力系统的推重比及比冲必须低于该质量分数;当推重比为定值,且飞行器的最大燃油+动力系统质量分数确定后,为使得设计方案满足需求,可采用增大比冲系数的方式,降低燃油+动力系统质量分数,反之亦然。通过图9中加速段航程和燃油+动力系统质量分数的对应关系,结合燃油+动力系统的最大质量分数,可进一步得到推进系统在目前技术

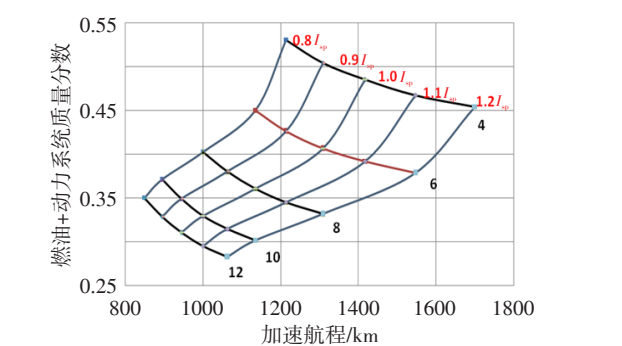


图9 不同推重比和比冲下加速过程燃油+动力系统质量分数地毯图
Fig.9 Fuel and engine mass fraction varies from different thrust-weight ratio and specific impulse

下的最大航程。图9亦可用来初步判断高马赫数飞机和动力系统的匹配性及性能。

4.1 比冲对性能的影响

图10为推重比6时,从起飞加速至6马赫巡航速度下的燃油+动力系统质量分数曲线。在0.15g加速度下,使用较大比冲燃油+动力系统所需质量分数为0.366;使用中等比冲所需质量分数为0.399;使用较小比冲所需质量分数为0.448;从较小比冲到中等比冲,比冲值增大20%左右,加速爬升段可节省约15%的燃油。

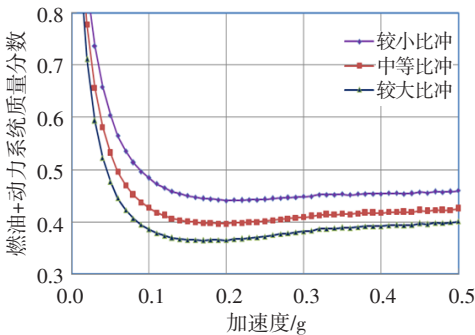
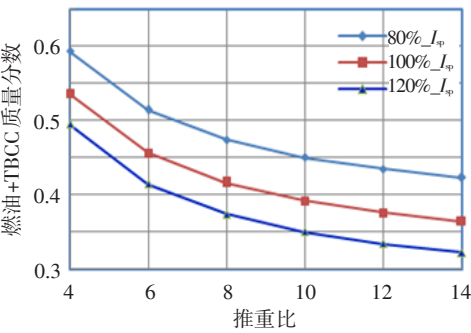


图10 推重比6时不同比冲的影响

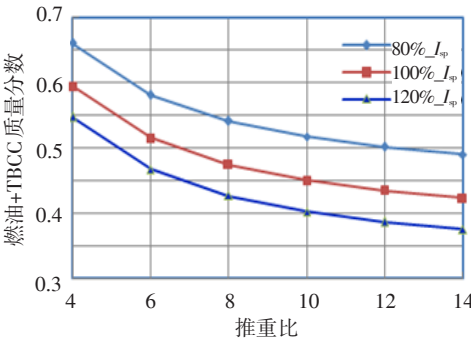
Fig.10 Specific impulse impact on thrust-weight ratio of 6

4.2 航程对性能的影响

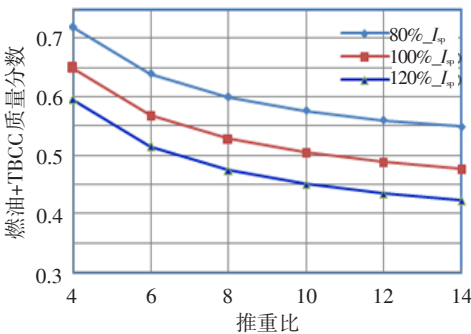
图11为0.15g加速度下,2 000~5 000 km航程



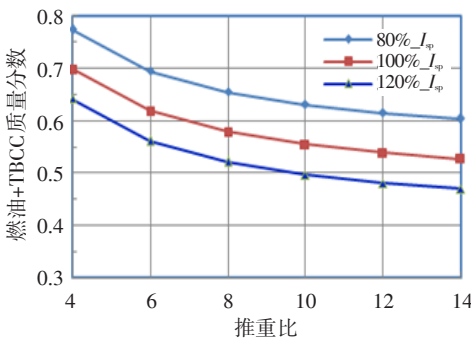
(a) 2 000 km



(b) 3 000 km



(c) 4 000 km



(d) 5 000 km

图11 不同航程下燃油+发动机质量分数

Fig.11 Fuel and engine mass fraction under different range

所需燃油+动力系统质量分数随不同比冲系数、不同推重比变化的曲线。可看出,在同一航程、同一比冲系数下,随着推重比增加,燃油+动力系统质量分数逐渐减小;在同一航程、同一推重比下,随着比冲系数增大,燃油+动力系统质量分数逐渐减小;在同一推重比、同一比冲系数下,随着航程增大,燃油+动力系统质量分数逐渐增大。

5 结论

采用积分法求解高马赫数飞机飞/发一体性能的方法,能快速得到需要的飞机和动力系统总体设计参数,适用性强;通过仅改动部分参数或参数表达式,就可实现不同类型高马赫数飞机飞/发一体化性能计算与评估。通过分析飞机从起飞加速至6马赫巡航速度下的燃油和动力系统质量分数,得到如下结论:

- (1) 对于马赫数6一级飞机,燃油+动力系统质量分数在0.55~0.60范围较为可信。
- (2) 采用的飞/发一体化性能计算方法,可用于高马赫数飞机飞/发一体化性能分析的概念设计阶段,对飞机和发动机的概念设计具有一定指导意义。
- (3) 使用现有涡轮发动机的组合动力系统,最佳平均加速度在0.15g~0.20g范围内,且设计时应综

合考虑加速段时间和油耗。

(4) 积分计算使用的平均加速度方法忽略了跨声速段、俯冲段、模态转换段等细节,得到的动力系统质量、推力等参数偏大。后续可增加细节计算完善该方法,优化计算结果,通过增加更多的飞行参数明细,得到更为可靠的飞行性能与飞行控制规律。

参考文献:

- [1] 顾诵芬. 飞机总体设计[D]. 北京:北京航空航天大学出版社,2001.
- [2] 钱 飞,宋文艳,骆广琦. 某型飞机/发动机一体化性能计算[J]. 航空动力学报,2013,28(5):1112—1118.
- [3] 梁彩云,谢业平,李泳凡,等. 飞/发性能一体化技术在航空发动机设计中的应用[J]. 航空发动机,2015,41(3):5—9.
- [4] 穆雪峰,姚卫星. 运输机总体参数和性能统计分析[J]. 航空学报,2002,23(4):353—355.

- [5] 王发民,丁海河. 乘波布局飞机宽速域气动特性与研究[J]. 中国科学,2009,(11):1828—1835.
- [6] 张东俊,王延奎,邓学莹. 高升阻比乘波体外形设计及气动特性计算研究[J]. 北京航空航天大学学报,2004,30(5):429—433.
- [7] Pegg R J, Hunt J L, Petley D H, et al. Design of a hypersonic waverider-derived airplane[R]. AIAA 93-0401, 1993.
- [8] Colville J R, Lewis M J. An aerodynamic redesign of the SR-71 inlet with applications to turbine based combined cycle engines[R]. AIAA 2004-3481, 2004.
- [9] Mixon B D, Chudoba B. The Lockheed SR-71 Blackbird a senior capstone re-engineering experience[R]. AIAA 2007-698, 2007.
- [10] 闫晓东,贾晓娟,吕 石. RBCC动力飞行器等动压爬升方法[J]. 固体火箭技术,2013,36(6):711—714.
- [11] 贾晓娟,闫晓东. 吸气式组合动力飞行器爬升轨迹设计方法研究[J]. 西北工业大学学报,2015,33(1):104—109.

(上接第15页)

失稳转速越来越低。滑动轴承-转子系统设计和运行时,应尽可能选择较小的轴承间隙和较大的润滑油黏度,并进行较高精度的动平衡,以提高系统的稳定性和安全性。

参考文献:

- [1] 闻邦椿,顾佳柳,夏松波,等. 高等转子动力学:理论、技术与应用[M]. 北京:机械工业出版社,2000.
- [2] 刘延柱,陈立群. 非线性振动[M]. 北京:高等教育出版社,2001.
- [3] Muszynska A. Partial lateral rotor to stator rubs[C]//. Proceedings of the 3rd International Conference on Vibration in Rotating Machinery. York UK:1984.
- [4] Helio Fiori de C, Katia Lucchesi C, Rainer N. Whirl and whip instabilities in rotor-bearing system considering a nonlinear force model[J]. Journal of Sound and Vibration, 2008,371(1-2):273—293.
- [5] Yau H T, Chen C K, Chen C L. Chaos and bifurcation analysis of a flexible rotor supported by short journal bearings with non-linear suspension[J]. Journal of Mechanical Engineering Science, 2000,214(7):931—947.
- [6] 张新江,武新华. 弹性转子-轴承-基础系统的非线性振动研究[J]. 振动工程学报,2001,14(2):228—232.

- [7] Shaw S H. Chaotic dynamics of a slender beam rotating about its longitudinal axis[J]. Journal of Sound and Vibration, 1988,124(2):329—339.
- [8] Cveticanin L. Resonant vibration of nonlinear rotors[J]. Mechanisms and Machine Theory, 1995,31(5):581—588.
- [9] 刘继华,郑龙席,刘钢旗. 基于有限差分法的滑动轴承油膜参数分析[J]. 润滑与密封,2013,38(8):52—56.
- [10] 薛禹胜. 运动稳定性量化理论[M]. 南京:江苏科学技术出版社,1999.
- [11] Xue Y S. The stability preserving trajectory-reduction methodology for analyzing nonlinear dynamics[C]//. Key-note in International Conference on Info-tech&Info-net(IEEE Catalog Number 01EX479). Beijing:2001.
- [12] 李银山,陈予恕,薛禹胜. 非线性油膜力轴承上不平衡弹性转子的稳定裕度[J]. 机械工程学报,2002,38(9):27—32.
- [13] 刘继华,陈 立,罗载奇,等. 非线性弹性转子-轴承系统稳定裕度数值分析[J]. 燃气涡轮试验与研究,2015,28(6):39—44.
- [14] 闻邦椿,武新华. 故障旋转机械非线性动力学的理论与实验[M]. 北京:科学出版社,2004.
- [15] Adiletta G, Guido A. Chaotic motions of a rigid rotor in short journal bearings[J]. Journal of Nonlinear Dynamics, 1996,(10):251—269.