

硕士学位论文摘要汇编

第一集

硕士学位论文摘要汇编

第一集

中国人民解放军空军二

前 言

本文集是空军工程学院研究生硕士学位论文摘要汇编。欣然开卷，春风扑面。它不仅是空工研究生们努力的成果，更是空工老师们心血的结晶，也是学位建设发展进步的明证。

论文内容广泛，涉及诸多技术领域，充分体现了我院作为重点高校知识密集、学科综合的特色；但是，逐篇看去还会发现，它们又有一个共同的焦点，那就是：为空军现代化建设服务，为提高空军战斗力作贡献。所以，在这浩瀚的文字与符号之中，闪光的则是空工教、学员们的报国热忱。

研究生教育是高等教育的最高层次，也是我院建设的重要环节，必须认真抓好。春风既吹，绿当不远。希望本文集的出版能对我院今后的研究生论文及学位与研究生教育都是一个新的推动。

目 录

(8 5 级)

航空发动机专业

1. $WP-7$ 系列 ($WP-7$ 、 $WP-7$ 甲、 $WP-7$ 乙) 发动机的性能计算与分析
..... 王玉星 (1)
2. 增大歼八飞机航程的研究..... 王如根 (5)
3. 轴流式叶片机任意旋成面叶栅气动正命题有限元近似解解法
..... 张冠华 (9)
4. 轴流叶片机 S_1 流面变分原理有限元计算和叶面气流分离的分析
..... 奉化林 (18)

公路工程专业

5. 机场水泥混凝土道面板的动载响应分析..... 翁兴中 (35)

岩土工程专业

6. 锚喷支护洞室非线性边界元计算..... 许金余 (41)
7. 半解析元法在地下工程三维弹塑性围岩稳定性分析中的应用
..... 林银飞 (49)

一般力学专业

8. 用奇异摄动方法研究风切变中飞机的纵向运动..... 王肖戎 (56)
9. 应用奇异摄动方法研究飞机在微下冲气流中的动态反应与控制
..... 夏乃 (61)

固体力学专业

10. 航空构件在动荷作用下的边界元分析及实验研究
11. 边界积分方程法在航空工程中的应用

(8 3 教)

航空发动机专业

12. 航空发动机试车台计算机监控系统软件.....许建东 (88)
13. 航空发动机试车台计算机数据采集系统.....杨纪明 (86)

飞行器导航控制系统专业

14. 飞行模拟转台最优结构自适应控制系统.....鲁延猛 (89)
15. “二次型”最优控制在数控转台中的应用.....吴智勇 (104)
16. 先进的导航/攻击系统分析与设计.....翟有新 (113)
17. 多卜勒雷达/游移方位平台惯导组合导航系统研究.....杨新民 (118)

航空电气工程专业

18. 航空电磁恒速控制系统中的实心转子滑差电机的磁场及参数和特性的计算
.....魏建彪 (131)
19. 航空电磁恒速控制系统中的实心转子滑差电机的电磁场及参数和特性的计算
与实验研究.....王树平 (139)
20. 飞机电源系统计算机控制的研究.....杨波 (150)

通信与电子系统专业

21. 最大熵谱分析及其在雷达信号处理中的应用.....段杰 (153)
22. 航片判读系统中飞机目标识别的研究.....李响 (157)
23. 模式识别中形态学变换的软硬件实现.....郭明杰 (161)
24. 模糊集理论在模拟电路模块诊断中的应用.....匡本刚 (164)
25. 空地数传系统信道编/译码器的研制.....杨凯 (167)

公路工程专业

26. 解析元法分析机场排水盖板沟.....冯辉 (172)
- 分析机场刚性道面板.....王威龙 (183)
- 声评价及飞机噪声距离特性计算.....张北光 (191)

岩土工程专业

29. 土的多重屈服面理论.....严德俊 (196)
30. 横观各向同性介质三维边界元分析.....肖小松 (208)
31. 钢纤维混凝土框架梁柱节点抗震性能的分析.....朱宗金 (218)
32. 钢纤维混凝土抗拉强度及其本构关系的试验研究.....吴爱中 (223)

航空宇航系统工程及管理工程专业

33. 飞机经济寿命及维修周期.....金文才 (230)
34. 装备全寿命费用及效益.....陈云翔 (233)
35. 空空导弹武器系统全向攻击研究.....迟颖君 (237)

飞行力学专业

36. 纵向驾驶员诱发振荡的研究——歼教七飞机纵摆问题的理论分析
.....徐浩军 (240)
37. 歼教七工程飞行模拟器的软件设计研究.....高彦玺 (242)
38. 奇异摄动理论在飞机飞行轨迹实时优化及控制中的应用
.....孙金标 (248)

火力控制系统专业

39. 自适应火力控制系统设计.....李学平 (254)
40. 导弹离轴发射的综合火力/飞行控制系统研究.....陈少华 (271)
41. 离轴发射PL-8导弹用头盔瞄准具的原理研究.....章代雨 (276)
42. 离轴发射PL-8空空近距格斗导弹用头盔瞄准具总体方案论证
.....邵志华 (281)
43. 双机空战的模拟与分析.....张健康 (287)
44. 双机格斗的计算机仿真与分析(航炮攻击部分).....梁学政 (291)

火炮与自动武器专业

45. L—8教练机航炮装弹系统的设计.....
46. L—8教练机与航炮系统适应性研究.....

一般力学专业

47. 边坡在地震载荷作用下的稳定性研究.....张建华 (306)
48. 边界元法分析地震波作用下边坡稳定性.....刘亚安 (309)

固体力学专业

49. 冷挤压孔边裂纹分析.....汪 沛 (313)
50. 冷挤压孔边裂纹的应力强度因子的计算和疲劳寿命分析.....程启超 (316)

计算机应用专业

51. 网络通信中两种密码体制的结合.....贾建平 (320)
52. 分布式系统在DECNET网上的实现.....王 瑾 (323)

(87级)

航空发动机专业

53. WP-7乙发动机试车故障诊断专家系统研究.....傅全俊 (329)
54. WP-7乙发动机性能评定的研究.....高坤华 (331)
55. 航空发动机台架整机振动信号处理与分析系统研究.....陈东林 (335)

飞行器导航控制系统专业

56. 控制系统的多项式阵法设计SSPLMT软件系统的研制和开发.....吕少峰 (340)
57. 多项矩阵运算基础库的开发及利用yokoyama标准形设计控制系统的方法
与实现.....孙秀霞 (350)
58. 变结构的自适应方法及滑模运动的智能控制.....胡剑波 (357)
59. “滑模”方式变结构控制系统中“颤振”问题的研究.....卢 兵 (360)
60. GDS/PINS组合导航系统的研究.....陈世国 (365)
多卜勒雷达/游移方位平台惯导组合导航系统的机载实现.....熊 斌 (367)

航空电气工程专业

61. 反BIT功能的分析与设计.....徐光延 (376)

63. 航空电源系统计算机控制和管理中的主执行软件和局部执行软件

.....陈大悦 (378)

通信与电子系统专业

64. 图象的模糊增强技术及其在TMS32020上的实现.....侯格贤 (382)
65. 递归分块矢量量化图象编码的研究.....杨永祥 (385)
66. 微机外设插件板故障诊断系统的研制.....刘 炜 (388)
67. 微机故障诊断方法研究.....宋振波 (392)
68. 航空电子设备故障诊断专家系统.....王 星 (396)
69. 电子设备故障诊断专家系统工具.....蔡胜金 (399)
70. 机载天线立体方向图的 UID 快速预测.....吴志鹏 (408)
71. 提高 DBS 性能新方法的研究.....胡增成 (415)
72. 用现代谱估计技术实现 DBS 系统的原理和方案.....张国龙 (420)
73. 开关电容 F/V 和 V/F 变换器及其应用的研究.....姚圣华 (428)
74. 用开关电容网络实现高精度 A/D 转换器.....刘利学 (435)
75. 奇异摄动法在半导体器件数值模拟中的应用.....冯大毅 (443)
76. 结型磁敏半导体器件的数字模拟.....韩峰岩 (449)
77. 红外探测器的二维拓扑有限元分析.....赵 光 (456)
78. 电涡流检测 B 样条有限元法数值模拟.....郑 勇 (463)

公路工程专业

79. 刚性道面下土基弹性模量的取值分析和研究.....蔡良才 (469)

岩土工程专业

80. 黄土结构性的研究及强夯法加固机场湿陷性黄土土基的应用.....吴 侃 (474)
81. 用有限元——无界元耦合反分析法确定地基的土性参数.....顾强康 (477)

航空宇航系统工程及管理工程专业

82. 空军飞行训练安全形势预测.....严利华 (481)
83. 灰色逼近预测法与飞行安全形势预测.....王端民
84. 航空工程机务维修人员专业素质的论证及定量分析.....
85. 航空工程机务人员心理素质的综合研究.....
86. 可靠性决策支持系统.....
87. 双机格斗空战专家系统.....

飞行力学专业

8. 非线性规划在飞机飞行轨迹最优化中的应用.....茅正新 (516)
9. 军用飞机机体工程研制费用的分析与预测.....杨兴国 (521)
10. 歼七飞机液压管路流固耦合振动分析.....范高龙 (525)

火力控制系统专业

11. 火控人一机系统动态特性仿真研究.....黄佳明 (530)
12. 综合火力/飞行控制系统全数字动态仿真研究.....马登武 (544)

火炮与自动武器专业

13. 30—1 航炮的数字模拟及减小后座力的研究.....查国云 (562)
14. 新30毫米航炮技术可行性研究.....孙铁军 (569)

一般力学专业

15. 用ΠΟΠΟБ方法对23—3 航炮系统抓弹机构的分析.....姚 宏 (587)

固体力学专业

16. 薄壁圆柱壳及刚架在组合变形情况下的塑性极限分析.....孔宝根 (590)

封面题词 张志勇院长

航空发动机专业

WP—7 系列(WP—7、WP—7甲、WP—7乙)

发动机的性能计算与分析

研究生: 王玉星 指导教师: 周锡祯

涡喷—7系列(WP—7、WP—7甲、WP—7乙等)发动机是当前我军主要的现役发动机。本文研究计算涡喷—7系列发动机性能的目的是:为了深入地了解与掌握该型发动机的特点与使用规律,以及详细地弄清各种参数值,以便正确有效地使用与维修该型发动机,并为较深入地对该型发动机进行科学研究与教学工作提供条件,以充分发挥与改善其性能,提高飞机的作战能力。

本文在参考各种试验、试车、试飞资料的基础上,按发动机实际工作情况,将气体性质参数及各种损失系数作为变量处理,即应用了分区平均比热方法,考虑湿度的影响,建立了涡喷发动机稳态性能的数学模型,并用FORTRAN 77语言编制了计算机程序,它们可用来计算不同型号的单、双轴涡喷发动机的气动热力参数与特性,并利用小偏差法对压气机、涡轮特性线进行修正。本文还对发动机试车性能换算进行了研究,给出了涡喷—7系列发动机性能的湿度、湿度与燃料热值换算修正系数。下面将分三部分简述:

一、数学模型

现有的发动机性能数学模型是根据等比热概念建立的,因而采用分区平均比热后重新进行推导,以适应气体性质参数可变的前提。

为了简化计算和推导公式方便,本文按下面方法划分流过发动机的工作气体成分:

燃烧前: $m_g = m_a + m_f + m_v$

燃烧后: $m_g = m'_a + m_g(\alpha=1) + m_v$

这样,任何燃气都可由纯空气,纯燃气,纯水汽混合组成。在此基础上,我们所建立的数学模型主要不同的有以下几个方面:

1. 气体性质参数的计算

根据成分划分与热力学中混合气体性质参数的基本关系可导出下式:

$$X = X_a + \frac{f(1+L_a)(X_{g(\alpha=1)} - X_a) + d(X_v - X_a)}{1+f+d}$$

来计算实际气体的性质参数,其中X可代表 C_p 、R等,而每种成分的比热,气体常数,以及热焓和等温燃烧焓差可按下列下式计算:

$$X = \sum_{i=0}^5 a_i T^i$$

此式是按已有的实验数据分析拟合得到的, 系数 a_i 依 x 的含义及温度的变化范围不同而取不同值。

2. 相似换算参数

按照 λ_a, λ_n 为常数时发动机状态相似, 经气动函数关系变换推导可得:

$$\frac{n}{\sqrt{\frac{k}{k+1}} RT^*} = \text{常数}, \quad \frac{G \sqrt{T^*}}{P^*} \cdot \sqrt{\frac{R}{\frac{k}{k+1}}} = \text{常数}$$

来代替 λ_a, λ_n 做为相似的条件。

3. 压气机、涡轮的效率

根据效率等于理想功与实际功之比的定义, 以及能量转换公式可得:

$$\eta_c^* = \frac{\left(\frac{C_{p2}}{C_{p1}} \pi_c^* \frac{k_m - 1}{k_m} - 1 \right)}{\left[1 + \frac{1}{\eta_{c1}^*} \left(\frac{C_{p12}}{C_{p1}} \pi_{c1}^* \frac{k_{m1} - 1}{k_{m1}} - 1 \right) \right] \left[1 + \frac{1}{\eta_{ch}^*} \left(\frac{C_{p2}}{C_{p12}} \pi_{ch}^* \frac{k_{mh} - 1}{k_{mh}} - 1 \right) \right] - 1}$$

$$\eta_f^* = \frac{1 - \left[1 - \left(1 - \frac{C_{p34}}{C_{p3}} \frac{1}{\pi_{fh}^* \frac{k_{mh} - 1}{k_{mh}}} \right) \cdot \eta_{th}^* \right] \left[1 - \left(1 - \frac{C_{p4}}{C_{p34}} \frac{1}{\pi_{tl}^* \frac{k_{ml} - 1}{k_{ml}}} \right) \cdot \eta_{tl}^* \right]}{\left(1 - \frac{C_{p4}}{C_{p3}} \frac{1}{\pi_f^* \frac{k_m - 1}{k_m}} \right)}$$

4. 燃烧油气比

大气湿度变化时, 不仅气体性质参数要变化, 而且还将影响发动机的空气质量流量与油气比等工作过程参数, 从而影响发动机性能与各种气动热力参数值。本文在主燃室与加力室中都考虑了湿度对油气比的影响, 从推导结果看, 公式中仅增加了湿度附加项, 例如主燃室油气比:

$$f_b = \frac{(C_p T_{3a}^* - C_p T_{2a}^*) + d(C_p T_{3v}^* - C_p T_{2v}^*)}{\eta_b^* Q_l - i T_3^* + i T_0^* + \Delta C_p T_f}$$

从上述的几个例子可见, 新建立的数学模型主要增加了气体性质参数修正和湿度附加项。如果按过去等比热和无湿假设, 即: $C_p, R, k = \text{常数}$, $d = 0$ 则新公式与原公式相同, 所以此数学模型也可用于等比热计算。

二、计算结果与分析

按照新的数学模型和部件法, 本文编制了计算机程序, 并进行了计算和对比, 整套较小。

以WP—7甲发动机为例，其地面标准条件下的性能计算结果基本上都落在试验数据带中间，误差在2%左右。

如果特性线不修正与修正相比，误差变化在1%左右，如 $d_0 = 0.02$ 时，最大误差为1.1%，并且随着外界条件偏离标准态的幅度增大而增大。

另外，以WP—7乙发动机为例，在地面标准大气条件下，最大工作状态时，与等比热计算结果相比，推力误差约为2.94%，耗油率误差约为2.76%，涡轮效率变化1%，将使推力变化1.5%左右，耗油率变化0.9%左右。

由于部件法在计算中必须有各种部件特性，且这些特性值在计算中往往需要各种参数迭代计算确定，因此能否找到它们与发动机状态之间的变化规律呢？本文从计算结果分析中发现各种部件性能参数随发动机低压转子换算转速的变化较为规则，有明显的函数关系，所以我们通过“最优”回归方法，将它们拟合成多项式方程，形如：

$$X = C_0 + C_1 \overline{n}_{lcr} + C_2 \overline{n}_{lcr}^2 + \dots + C_5 \overline{n}_{lcr}^5$$

X为各种部件性能参数。其拟合误差小于1%，可供研究，分析WP—7甲发动机的性能，简化计算手续，提供方便条件。

以上结果说明采用分区平均比热及变损失系数，精度可以提高，数学模型是可靠的。

三、试车性能的换算

本文为适应空军派驻制造厂军代表与空军翻修厂人员检验出厂发动机试车性能的需要，研究、计算了大气温度、湿度与燃料热值对涡喷—7系列发动机试车性能的影响及其换算修正问题。

根据相似理论，传统换算公式如下：

$$F_{cr传} = F \times \frac{10332.3}{p_1^*} \quad (1)$$

$$SFC_{cr传} = SFC \times \sqrt{\frac{288.15}{T_1^*}} \quad (2)$$

$$T_{4cr传}^* = T_4^* \times \frac{288.15}{T_1^*} \quad (3)$$

其换算的误差较小（见表1），主要原因是假设了气体性质参数为常数。后来国内、外文献中提出了用气体性质参数修正的换算公式：

$$\frac{(F/\delta)_{st}}{(F/\delta)} = \frac{k_{nst}}{k_n} \quad (4)$$

$$\frac{(SFC/\sqrt{\theta})_{st}}{(SFC/\sqrt{\theta})} = \sqrt{\frac{R_{g1} \cdot k_{1st}}{R_{g1st} \cdot k_1}} \cdot \frac{C_{pbst}}{C_{pb}} \cdot \frac{k_n}{k_{nst}} \quad (5)$$

$$\frac{(T_4^*/\theta)_{st}}{(T_4^*/\theta)} = \frac{R_{g4}}{R_{g4st}} \cdot \frac{k_4}{k_{4st}} \cdot \frac{R_{g1st}}{R_{g1}} \cdot \frac{k_{1st}}{k_1} \quad (6)$$

其换算误差比(1)~(3)式的小些(见表1),但是也不够准确。原因是它没能考虑各种效率等的变化。尤其是它需要先计算各截面的气体性质参数值,使用起来十分麻烦,而且也没有对燃料热值的变化进行修正。目前国外多采用了修正系数的方法,它使用方便,精度较好,且增加修正项方便。本文也采用这种方法,其通式如下:

$$X_{cr} = X_{cr传} \cdot CTX \cdot CHX \cdot CQX$$

由于各种因素对不同型号的发动机影响程度不同,具体型号的发动机有其具体的修正系数,这种系数的得来是靠精确的计算和试验验证。因此本文在计算大气温度、湿度与燃料热值对发动机性能影响的基础上,分析后认为各种修正系数与其影响因素之间基本成线性关系,可用下式计算:

$$\begin{cases} CTX = A_0 + A_1 T_0 \\ CHX = B_0 + B_1 d_0 \\ CQX = C_0 + C_1 Q_1 \end{cases}$$

并用这种方法和修正系数,以W P—7甲发动机为例,取两个状态进行了换算修正计算,其结果最大误差为0.66%,平均误差为0.23%,精度符合工程要求,易为使用人员所掌握。

表1 发动机主要性能换算对比

W P—7甲发动机 ($\bar{n}_1 = 1.0$)		T_0			d_0		
		288.15	303.15	$\delta\Delta\%$	0.00	0.03	$\delta\Delta\%$
P_{cr}	用传统公式(1)~(3)	4339.40	4424.80	+1.97	4339.40	4333.95	-0.126
	用(4)~(6)修正后	4339.40	4304.46	-0.805	4339.40	4359.52	+0.464
η_{cr}	用传统公式(1)~(3)	0.988598	1.02243	+3.42	0.988598	1.03834	+5.03
	用(4)~(6)修正后	0.988598	1.005858	+1.75	0.988598	1.01325	+2.49
T_{1cr}	用传统公式(1)~(3)	1003.46	1026.19	+2.27	1003.46	1016.78	+1.35
	用(4)~(6)修正后	1003.46	1021.13	+1.77	1003.46	1015.22	+1.17

增大歼八飞机航程的研究

研究生：王如根 指导教师：周锡桢

1. 引言

歼八飞机是我国自行设计、制造的歼击机，飞行性能较好。但与国外同类飞机相比，飞行距离较短。因此，研究增大歼八飞机的航程，是提高该机作战能力的重要手段之一。对使用部门而言，增大飞机航程主要有二种途径：1°对飞机进行加、改装，增大载油量；2°根据不同的飞行任务，优选飞机的最佳飞行轨迹和发动机的最佳工作方案，减少耗油量。本文采用后一种方法，取其简单，不作加、改装，易为部队采用、实现的优点。

对于最优飞行轨迹的研究，前人曾做过许多工作。早在四十年代，A. Kaiser 就提出能量高度的概念来求解最小时间爬高轨迹。1954年，E. S. Rutowski 发展了图解求优的理论。六十年代，由于数字计算机的广泛应用，研究飞行轨迹最优化问题的方法多采用变分——梯度方法。1975年 J. F. Barman 和 H. Erzberger 将能量状态近似法应用于固定航程问题，在一定的简化假设下，推导了较为简单的计算方法，避开了求解两点边值问题的麻烦。七十年代，奇异摄动方法研究飞机性能最优化问题引起了人们的普遍注意。H. J. Kelley, M. D. Ardema 和 A. J. Calise 在这方面做了大量研究。1980年，陈大光等用参数最优化方法研究了高空无人驾驶飞机的发动机最佳工作方案的选择。1985年，D. Simos 用变尺度法直接求解支线飞机的最佳飞行剖面 and 发动机推力。1986年，王培德等人就 VHP 算法用于求解航迹最优化问题的情况进行了改进。

本文在学习、参考前人工作的基础上，对图1 A、B、C三种典型的飞行任务，按整个飞行任务剖面进行优化，并考虑真实大气状态随季节的变化，采用参数最优化方法直接求解，寻找最优飞行剖面和最佳发动机工作方案，研究增大歼八飞机的航程。

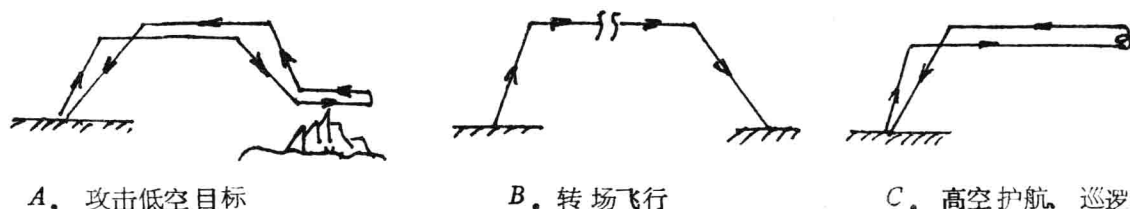


图1 三种典型的飞行任务剖面

2. 飞行性能最优化问题

A. 飞机在大气中运动的数学描述——状态方程

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= g \cdot \left(\frac{F \cdot \cos \alpha - D}{G} - \sin \gamma \right) - V \cdot \cos \gamma \cdot \sin \gamma \cdot \frac{dW}{dH} + W \cdot \sin \gamma \cdot \frac{d\gamma}{dt} \\ V \frac{d\gamma}{dt} &= g \cdot \left(\frac{F \cdot \sin \alpha + L}{G} - \cos \gamma \right) - V \cdot \sin^2 \gamma \cdot \frac{dW}{dH} \\ \frac{dH}{dt} &= V \cdot \sin \gamma \\ \frac{dG}{dt} &= -W_F \end{aligned} \right\} \quad (1A)$$

其中: V 为飞行速度; F 为推力; D 为阻力; G 为飞机重量; H 为飞行高度; W 为水平风速; W_F 为单位时间耗油量; γ 为飞行轨迹角; α 为飞机迎角。

B. 优化的性能指标——目标函数

$$J = \int_0^{t_g} [\sigma \cdot W_F + (1 - \sigma)] \cdot dt = J(V, \bar{N}I, H, \gamma, \alpha) \quad (1B)$$

其中, t_g 为总的飞行时间。

$\sigma = 1.0$, $\min J$ 为最小耗油问题; $\sigma = 0.0$, $\min J$ 为最小时间问题; $\sigma \in (0, 1)$, $\min J$ 为省油和省时的加权折中问题。

C. 约束条件

$$\left. \begin{aligned} \text{航程 } R &= \int_0^{t_g} (V \cdot \cos \gamma + W) \cdot dt \text{ 给定;} \\ (H, V) \text{ 的初始条件和终端条件;} \\ \text{各变量 } (H, \bar{N}I, V, \gamma, \alpha) &\text{ 在可允许集 } \mathcal{B} \text{ 内取值。} \end{aligned} \right\} \quad (1C)$$

其中, $\bar{N}I$ 为发动机低压转子转速比。

方程(1)为带约束非线性最优控制问题, 求解十分困难, 其结果虽然精确, 但飞行员难以操纵实现。为此,

本文引入能量状态变量:

$$E = g \cdot H + \frac{1}{2} V^2;$$

并进一步假设: 等速、等高巡航, 分二个飞行段爬高, 每段中控制量(V)和($\bar{N}I$)不变; 分二个飞行段下滑, 每段中控制量(V)

和($\bar{N}I$)不变, 如图2所示。其中每个爬高和下滑段, 速度(V)可以是等表速, 也可以是等真速。

经过以上简化, 最优控制问题(1)可转化为如下的参数最优化问题:

状态方程:

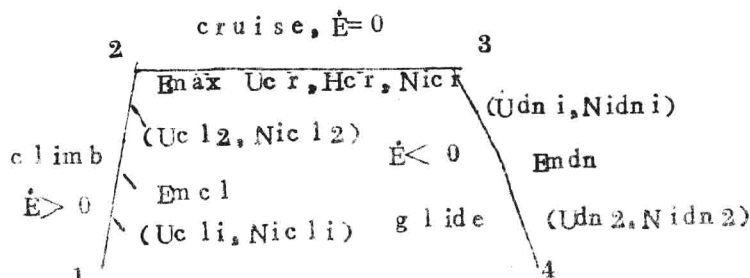


图2 控制变量离散和优化参数的选择

$$\left. \begin{aligned} \frac{dE}{dt} &= V \cdot \left(g \frac{F \cos \alpha - D}{G} - V \cdot \cos \gamma \cdot \sin \gamma \cdot \frac{dW}{dH} + W \cdot \sin \gamma \cdot \frac{d\gamma}{dt} \right) \\ V \frac{d\gamma}{dt} &= g \cdot \left(\frac{F \sin \alpha + L}{G} - \cos \gamma \right) - V \cdot \sin^2 \gamma \cdot \frac{dW}{dH} \\ \frac{dH}{dt} &= V \cdot \sin \gamma \\ \frac{dG}{dt} &= -W_F \end{aligned} \right\} \quad (2A)$$

$$\left. \begin{aligned} \min_{\vec{X}} J &= \lambda(E_{max}) \cdot R + \int_{E_i}^{E_{max}} \frac{P - \lambda(E_{max}) \cdot (V \cos \gamma + W)}{\dot{E}} \cdot dE \Big|_{\dot{E} > 0} \\ &+ \int_{E_f}^{E_{max}} \frac{P - \lambda(E_{max}) \cdot (V \cos \gamma + W)}{\dot{E}} \cdot dE \Big|_{\dot{E} < 0} \\ S.T. \quad \vec{X} &\in \mathcal{B}, (H, \gamma, \alpha) \in \mathcal{B} \\ R_{cr} &= R - R_{cl} - R_{dn} \geq 0 \end{aligned} \right\} \quad (2B)$$

其中, $P = \sigma \cdot W_F + (1 - \sigma)$;

$$\vec{X} = (V_{cl1}, \bar{N}I_{cl1}, E_{mcl}, V_{cl2}, \bar{N}I_{cl2}, E_{max}, V_{cr}, \bar{N}I_{cr}, V_{dn1}, \bar{N}I_{dn1}, E_{mdn}, V_{dn2}, \bar{N}I_{dn2})^T;$$

$$\lambda(E_{max}) = \frac{P}{V_{cl} + W}, V_{cl} \text{ 为巡航速度};$$

$$R_{cl} = \int_{E_i}^{E_{max}} \frac{V \cos \gamma + W}{\dot{E}} \cdot dE \quad \text{和} \quad R_{dn} = \int_{E_f}^{E_{max}} \frac{V \cos \gamma + W}{|\dot{E}|} dE$$

分别为爬高和下滑的水平距离。

3. 飞机、发动机和大气数学模型

飞机的升阻特性取自 601 所 198 的试验修正报告, 本文用分段二次插值(每段间隔 0.1M 数)表示。发动机特性则取自 2—7 甲发动机的热力计算结果, 并对其分区二次超曲面最小二乘拟合。大气模型取自 1985、1986 年中央气象局颁发的月报表资料, 并用最小二乘法按月分别拟合大气压力、温度和水平风速随高度 H 的变化关系。

4. 参数最优化的计算方法

本文采用罚函数法将带约束问题转化为无约束问题然后用单纯形法和拟牛顿法求解。取单纯形法对初值要求低, 拟牛顿法在最优点附近收敛速度快的优点。

5. 结果及分析

本文对图 1 所示的 A、B、C 三种飞行任务, 就不同季节、不同航程, 不同 σ 值, 最大飞行高度有限制和无限制, 单发巡航和双发巡航等多种情况, 分别进行了优化计算, 得以下

结果。

1° 采用本文计算所得的最省油飞行方案($\sigma=1.0$)飞行,比目前部队所用的飞行方案,可节油4—7%。节油量的多少则取决于飞行任务的航程长短。航程长,节油量就多。采用最省油飞行方案飞行不仅可以省油,还能缩短2—3%的飞行时间。

2° 通过取不同的 σ 值,可找出一种使耗油量增加不多而飞行时间减小较多的最佳飞行方案,在战术上有一定实用意义。

3° 本文还探讨了单发巡航方案,结果表明,单发巡航方案比双发巡航方案更省油。特别是飞行高度受限制时,单发巡航可取得好的节油或增大航程的效果。

4° 大气条件对最优飞行方案,耗油量和飞行时间有较大的影响。所以,不同的季节宜采用不同的飞行方案。

5° 通过寻找最省油的飞行方案,从而研究增大歼八飞机的航程。对于同一类型的飞行任务(如剖面A),同样消耗2708公斤燃油,采用最小耗油飞行方案,可比目前部队常用的飞行方案增大航程 50×2 公里(或增加歼八飞机50公里的活动范围),约占总航程的8%。如图3所示。

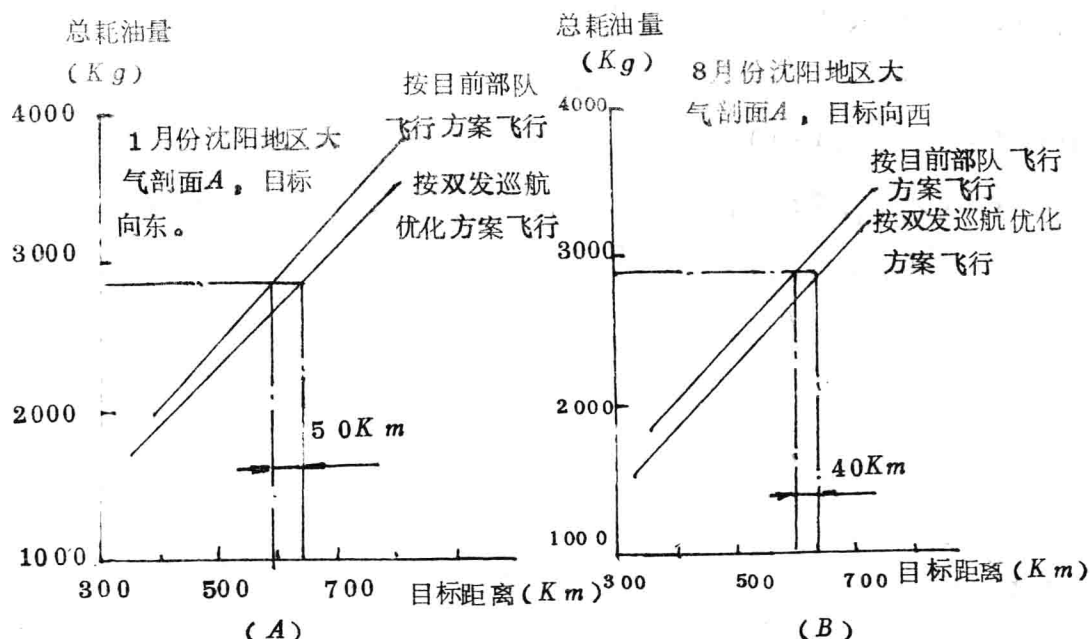


图3 最小耗油方案的总耗油量随目标距离的变化关系以及增大航程的研究

6° 为了检验计算结果是否精确可靠,本文按部队提供的多种飞行方案进行计算,并将计算结果和实际飞行数据作比较,结果最大相对误差不超过3.14%,大多数点的相对误差不超过2.0%,具有良好的-致性。表明本文所采用的方法,数学模型与计算结果是可用的。

6. 结论

本文采用的参数最优化方法简便易行,适用性强,程序通用性好。所求出的最优飞行方案具有良好的节油、省时或增大航程的效果,并且便于飞行员操纵,符合部队实际情况。