

スペースプレーンに適用する  
予冷サイクルエンジンに関する研究

田 口 秀 之

## 目次

|                                    |    |
|------------------------------------|----|
| 記号一覧 .....                         | 7  |
| 第1章 概論 .....                       | 16 |
| 1.1 研究の背景 .....                    | 16 |
| 1.2 本研究の特徴 .....                   | 18 |
| 第2章 予冷サイクルエンジンの特性検討 .....          | 24 |
| 2.1 予冷方式の検討 .....                  | 24 |
| 2.1.1 予冷方式の比較 .....                | 24 |
| 2.1.2 混合比と冷却能力 .....               | 24 |
| 2.1.3 圧縮機性能の検討 .....               | 26 |
| 2.1.4 エンジン性能の検討 .....              | 28 |
| 2.1.5 推力質量比の検討 .....               | 31 |
| 2.1.6 予冷サイクルエンジンの性能と質量に関する考察 ..... | 33 |
| 2.1.7 予冷方式の検討結果 .....              | 34 |
| 2.2 予冷サイクルエンジン予備試験 .....           | 35 |
| 2.2.1 全体構成 .....                   | 35 |
| 2.2.2 計測点 .....                    | 35 |
| 2.2.3 性能評価 .....                   | 38 |
| 2.2.4 予冷サイクルエンジン予備試験の結果 .....      | 40 |
| 第3章 予冷サイクルエンジンの要素特性 .....          | 41 |
| 3.1 超音速インテークの特性 .....              | 41 |
| 3.1.1 小型エンジン高空性能試験装置 .....         | 42 |
| 3.1.2 インテーク模型 .....                | 42 |
| 3.1.3 計測方法 .....                   | 44 |
| 3.1.4 試験方法 .....                   | 46 |
| 3.1.5 インテーク特性 .....                | 48 |
| 3.1.6 インテーク・エンジン結合特性 .....         | 48 |
| 3.1.7 超音速インテーク特性取得試験の結果 .....      | 51 |
| 3.2 予冷熱交換器の特性 .....                | 52 |
| 3.2.1 予冷熱交換器の設計計算 .....            | 52 |
| 3.2.2 計算条件 .....                   | 54 |
| 3.2.3 計算結果 .....                   | 55 |
| 3.2.4 試験装置及び試験方法 .....             | 57 |
| 3.2.5 数値解析方法 .....                 | 59 |
| 3.2.6 温度降下と圧力損失の結果比較 .....         | 59 |

|        |                       |     |
|--------|-----------------------|-----|
| 3.2.7  | 流れ場の比較.....           | 59  |
| 3.2.8  | 予冷熱交換器特性取得試験の結果 ..... | 61  |
| 3.3    | 超音速エンジンの特性.....       | 62  |
| 3.3.1  | 超音速エンジン試験施設.....      | 62  |
| 3.3.2  | 試験セットアップと計測項目 .....   | 65  |
| 3.3.3  | 試験方法.....             | 65  |
| 3.3.4  | 試験結果.....             | 65  |
| 3.3.5  | エンジン性能解析との比較検討 .....  | 66  |
| 3.3.6  | 超音速エンジン特性取得試験の結果..... | 71  |
| 第4章    | スペースプレーンの飛行性能解析 ..... | 72  |
| 4.1    | 物性推算.....             | 72  |
| 4.1.1  | 大気物性.....             | 72  |
| 4.1.2  | エンタルピ.....            | 72  |
| 4.1.3  | 燃焼温度と比熱比 .....        | 75  |
| 4.1.4  | 圧縮機性能マップ .....        | 75  |
| 4.2    | エンジン性能解析.....         | 81  |
| 4.2.1  | 大気状態.....             | 82  |
| 4.2.2  | インテーク .....           | 82  |
| 4.2.3  | 予冷熱交換器.....           | 83  |
| 4.2.4  | 圧縮機 .....             | 84  |
| 4.2.5  | 燃料ポンプ .....           | 86  |
| 4.2.6  | 主燃焼器.....             | 86  |
| 4.2.7  | タービン.....             | 88  |
| 4.2.8  | 再熱燃焼器 .....           | 90  |
| 4.2.9  | 排気ノズル.....            | 92  |
| 4.2.10 | 推力.....               | 94  |
| 4.3    | 軌道解析.....             | 95  |
| 4.3.1  | 大気状態.....             | 96  |
| 4.3.2  | インテーク .....           | 96  |
| 4.3.3  | 飛行荷重.....             | 96  |
| 4.3.4  | 運動方程式.....            | 99  |
| 4.3.5  | 速度損失.....             | 99  |
| 4.3.6  | 飛行状態.....             | 100 |
| 4.4    | エンジン質量推算.....         | 101 |
| 4.4.1  | 予冷熱交換器.....           | 101 |
| 4.4.2  | インテーク・ノズル.....        | 102 |

|        |                                  |     |
|--------|----------------------------------|-----|
| 4.4.3  | コアエンジン                           | 103 |
| 4.4.4  | ロケットエンジン                         | 105 |
| 4.5    | 機体部品質量推算                         | 106 |
| 4.5.1  | 胴体                               | 106 |
| 4.5.2  | 主翼・垂直尾翼                          | 106 |
| 4.5.3  | 燃料タンク                            | 107 |
| 4.5.4  | 酸化剤タンク                           | 108 |
| 4.5.5  | 補機類                              | 109 |
| 4.5.6  | ペイロード                            | 110 |
| 4.6    | 解析プログラムの特徴                       | 111 |
| 第5章    | 解析結果                             | 112 |
| 5.1    | 予冷ターボジェットエンジンの概念設計               | 112 |
| 5.1.1  | 予冷ターボジェットエンジンの全体構成               | 112 |
| 5.1.2  | 解析条件                             | 115 |
| 5.1.3  | エンジン各部流路面積                       | 116 |
| 5.1.4  | 回転数・動力                           | 116 |
| 5.1.5  | エンジン各部圧力                         | 116 |
| 5.1.6  | エンジン各部温度                         | 118 |
| 5.1.7  | 流量・当量比                           | 118 |
| 5.1.8  | エンジン性能比較                         | 118 |
| 5.1.9  | 軌道解析                             | 120 |
| 5.1.10 | 質量推算                             | 120 |
| 5.1.11 | 予冷ターボジェットエンジンの概念設計結果             | 123 |
| 5.2    | 単段式スペースプレーンの飛行性能比較               | 124 |
| 5.2.1  | スクラム複合型エンジンの概要                   | 124 |
| 5.2.2  | スクラム複合型ロケットエンジン (RES)            | 124 |
| 5.2.3  | スクラム複合型空気液化サイクルエンジン (LACRES)     | 126 |
| 5.2.4  | スクラム複合型空気予冷ターボ/ロケットエンジン (PATRES) | 126 |
| 5.2.5  | エンジン性能推算結果                       | 128 |
| 5.2.6  | 飛行性能解析結果                         | 129 |
| 5.2.7  | 単段式スペースプレーンの飛行性能比較の結果            | 131 |
| 5.3    | 二段式スペースプレーンの飛行性能比較               | 132 |
| 5.3.1  | エンジン性能解析                         | 132 |
| 5.3.2  | 予冷ターボジェット (PCTJ)                 | 139 |
| 5.3.3  | 予冷エアターボラムジェット (PCATR)            | 139 |
| 5.3.4  | ターボ・ラムジェット (TJ+RAM)              | 139 |

|            |                             |     |
|------------|-----------------------------|-----|
| 5.3.5      | ロケット・ラムジェット (RE+RAM) .....  | 140 |
| 5.3.6      | 飛行性能解析結果 .....              | 142 |
| 5.3.7      | エンジン搭載方法の検討 .....           | 142 |
| 5.3.8      | 二段式スペースプレーンの飛行性能比較の結果 ..... | 146 |
| 第6章        | 考察 .....                    | 147 |
| 6.1        | 高圧力比圧縮機の性能について .....        | 147 |
| 6.2        | 高マッハ数におけるラム圧縮効果について .....   | 152 |
| 6.3        | 圧縮機出口圧力の平準化について .....       | 155 |
| 6.4        | 予冷器の着霜限界について .....          | 156 |
| 6.5        | 飛行荷重に対応した機体質量推算について .....   | 157 |
| 6.6        | マッハ数分割法の利点と妥当性について .....    | 158 |
| 第7章        | 結論 .....                    | 161 |
| Appendix A | 飛行性能解析に用いた数式集 .....         | 165 |
| A.1        | 物性推算 .....                  | 165 |
| A.1.1      | 大気物性 .....                  | 165 |
| A.1.2      | エンタルピ .....                 | 165 |
| A.1.3      | 燃焼温度と比熱比 .....              | 168 |
| A.1.4      | 圧縮機性能マップ .....              | 168 |
| A.2        | エンジン性能解析 .....              | 174 |
| A.2.1      | 大気状態 .....                  | 175 |
| A.2.2      | インテーク .....                 | 176 |
| A.2.3      | 予冷熱交換器 .....                | 178 |
| A.2.4      | 圧縮機 .....                   | 181 |
| A.2.5      | 燃料ポンプ .....                 | 183 |
| A.2.6      | 主燃焼器 .....                  | 183 |
| A.2.7      | タービン .....                  | 186 |
| A.2.8      | 再熱燃焼器 .....                 | 189 |
| A.2.9      | ノズル .....                   | 192 |
| A.2.10     | 推力 .....                    | 195 |
| A.3        | 軌道解析 .....                  | 196 |
| A.3.1      | 大気状態 .....                  | 197 |
| A.3.2      | インテーク .....                 | 198 |
| A.3.3      | 飛行荷重 .....                  | 199 |
| A.3.4      | 運動方程式 .....                 | 202 |
| A.3.5      | 速度損失 .....                  | 202 |
| A.3.6      | 飛行状態 .....                  | 203 |

|                       |     |
|-----------------------|-----|
| A.4 エンジン質量推算 .....    | 205 |
| A.4.1 予冷熱交換器 .....    | 205 |
| A.4.2 インテーク・ノズル ..... | 207 |
| A.4.3 コアエンジン .....    | 208 |
| A.4.4 ロケットエンジン .....  | 211 |
| A.5 機体部品質量推算 .....    | 212 |
| A.5.1 胴体 .....        | 212 |
| A.5.2 主翼 .....        | 213 |
| A.5.3 垂直尾翼 .....      | 214 |
| A.5.4 燃料タンク .....     | 215 |
| A.5.5 酸化剤タンク .....    | 217 |
| A.5.6 アクチュエータ .....   | 218 |
| A.5.7 降着装置 .....      | 218 |
| A.5.8 熱防護材 .....      | 218 |
| A.5.9 電装品 .....       | 219 |
| A.5.10 ペイロード .....    | 219 |
| 参考文献 .....            | 220 |
| 謝 辞 .....             | 223 |

## 記号一覧

|                 |  |
|-----------------|--|
| A               | 面積   |
| A/F             | 空気/燃料比, 空燃比, 混合比   |
| $(A/F)_{total}$ | 全体空気/燃料比, 全体空燃比, 全体混合比   |
| AR              | アスペクト比   |
| ATREX           | エアターボ・ラムジェットエンジン (エキスパンダーサイクル)<br>(Air Turbo Ramjet engine Expander cycle) |
| $A_{eng}$       | エンジン正面面積   |
| $A_{f0}$        | フィン断面積   |
| $A_{ie}$        | 有効捕獲面積   |
| $A_{s0}$        | 主流断面積  |
| $A_{w0}$        | チューブ断面積  |
| C               | 遠心力  |
| CD              | 縮小拡大   |
| CL              | 揚力係数   |
| CL              | 揚力傾斜   |
| CR              | 捕獲面積比 (インテーク入口面積/圧縮機入口面積)  |
| CT              | 推力係数   |
| Cd              | 抗力係数   |
| Cd0             | 零揚力・抵抗係数   |
| $C_{dn}$        | ナセル抵抗係数  |
| Comp.           | 圧縮機  |
| $C_p$           | 定圧比熱   |
| $C_{p0}$        | 主流定圧比熱   |
| D               | 抗力   |
| EGT             | エンジン排気温度   |
| EPR             | エンジン圧力比 (ノズル入口圧/インテーク出口圧)  |
| ER              | ノズル開口比   |
| $ER_{max}$      | ノズル最大開口比   |
| F               | 推力   |
| F/A             | 推力/捕獲面積  |
| F/m             | 推力質量比, 推重比   |
| FAC             | 質量係数   |
| FIU             | 光ファイバーインターフェースユニット   |

|            |  |
|------------|--|
| $F_c$      | 換算推力   |
| $F_c$      | 有効推力 (音速ノズル)   |
| $F_{cd}$   | 有効推力 (縮小拡大ノズル・捕獲面積膨張)  |
| $F_{max}$  | 最大推力   |
| $G$        | 質量流量   |
| $GN_2$     | ガス窒素   |
| $G_a$      | 空気質量流量   |
| $G_c$      | 修正流量   |
| $G_f$      | 燃料質量流量   |
| $G_{fabr}$ | 再熱燃焼器発熱燃料流量  |
| $G_{fmb}$  | 主燃焼器発熱燃料流量   |
| $H$        | 飛行高度 (対地高度)  |
| $HD$       | 必要ヘッド  |
| $HYPR$     | 超音速輸送機用推進システム  |
| $H_f$      | 換算飛行高度   |
| $I$        | 全エンタルピ   |
| $I_s$      | 空気比推力, 比スラスト, 比推力 (ジェットエンジンの定義)                                    |
| $I_{sp}$   | 燃料比推力, 比推力 (ロケットエンジンの定義)   |
| $K_0$      | 主流熱通過率   |
| $L$        | 揚力   |
| $L/D$      | 揚抗比  |
| $LAC$      | 空気液化サイクル (Liquefied Air Cycle)                                     |
| $LACE$     | 空気液化式ロケットエンジン (Liquefied Air Cycle Engine)                         |
| $LACRES$   | スクラム複合型・空気液化サイクルエンジン<br>(Liquefied Air Cycle Engine with Scramjet) |
| $LD$       | 動力   |
| $LH_2$     | 液体水素   |
| $LN_2$     | 液体窒素   |
| $L_f$      | フィン間隔  |
| $M$        | マッハ数   |
| $MF$       | 材料係数   |
| $MR$       | 混合比  |
| $N$        | 機械回転数, 実回転数  |
| $N_c$      | チューブ本数   |
| $N_c$      | 修正回転数  |
| $O/F$      | 混合比 (酸素 / 燃料比)   |



|           |  |
|-----------|--|
| P         | 全圧   |
| PALT      | 高度 静圧変換式   |
| PAT       | 空気予冷ターボ (Pre-cooled Air Turbo)   |
| PATRES    | スクラム複合型・予冷ターボ/ロケットエンジン<br>(Pre-cooled Air Turbo / Rocket Engine with Scramjet) |
| PCATR     | 予冷エアターボラムジェット (Pre-Cooled Air Turbo Ramjet)                                    |
| PCTJ      | 熱交換器方式・予冷ターボジェット (Pre-Cooled TurboJet)   |
| PMTJ      | 予混合方式・予冷ターボジェット (Pre-Mixed Turbojet)   |
| $P_d$     | 動圧   |
| $P_{d0}$  | 主流動圧   |
| $Pr_0$    | プラントル数   |
| Q         | 交換熱量   |
| Q         | 発熱量  |
| Q/m       | 交換熱量 / 質量  |
| R         | 気体定数   |
| RBCC      | ロケット系複合エンジン (Rocket Based Combined Cycle)                                      |
| RE        | ロケットエンジン (Rocket Engine)   |
| RE+RAM    | ロケット・ラムジェット (Rocket Engine + RAMjet)   |
| RES       | スクラム複合型・ロケットエンジン(Rocket Engine with Scramjet)                                  |
| $Rc$      | インテーク収縮率   |
| Re        | レイノルズ数   |
| $Re_d$    | 管直径レイノルズ数  |
| S         | 面積   |
| S.F.C.    | 燃料消費率  |
| SCRAM     | スクラムジェットエンジン (SCRAMjet engine)   |
| SDI       | スキャナーデジタルインターフェース  |
| SF        | 安全率  |
| $S_L$     | フィン長さ  |
| $S_T$     | フィン幅   |
| $S_{mwb}$ | 主翼面積 + 胴体下面面積  |
| $S_{ref}$ | 主翼基準面積   |
| $St_0$    | スタントン数   |
| $S_{tot}$ | 機体濡れ面積   |
| Swing     | 翼面積  |
| T         | 全温   |
| T-S       | 温度 エントロピー  |

|               |                                |
|---------------|--------------------------------|
| T/A           | 推力 / 圧縮機入口面積                   |
| TALT          | 高度 静温変換式                       |
| TH/C          | 最大翼厚比                          |
| TJ            | 無冷却ターボジェット                     |
| TJ+RAM        | ターボ・ラムジェット (TurboJet + RAMjet) |
| $T_{ab}$      | 断熱火炎温度                         |
| $T_c$         | 燃焼温度                           |
| $T_{ior}$     | インテーク出口実在気体温度                  |
| $T_{ior}$     | インテーク出口全温 (実在気体)               |
| Turb.         | タービン                           |
| U/C           | 速度比 (翼端周速度 / 軸流速度)             |
| $U_0$         | 主流流速                           |
| ULF           | 終局荷重倍数                         |
| V             | 必要体積                           |
| VR            | 体積余裕                           |
| W             | 重力, 重量                         |
| $(W/S)_{max}$ | 最大翼面荷重                         |
| X             | 水平距離                           |
|               |                                |
| c             | 音速                             |
| c             | 定数                             |
| d             | 直径                             |
| $d_{e0}$      | 相当直径                           |
| $d_i$         | チューブ内径                         |
| $d_i$         | 内径                             |
| $d_o$         | チューブ外形                         |
| $d_o$         | 外径                             |
| f             | 抵抗係数                           |
| g             | 重力加速度                          |
| h             | 高さ                             |
| $h_0$         | 主流熱伝達率                         |
| i             | エンタルピ                          |
| $j_H$         | j ファクタ                         |
| k             | 誘導抵抗係数                         |
| l             | 長さ                             |
| m             | 質量                             |

|             |                     |
|-------------|---------------------|
| $\dot{m}_0$ | 主流質量流量              |
| $m/A$       | 質量係数 (質量 / 予冷器伝熱面積) |
| $m_e$       | 空虚質量                |
| $m_{gto}$   | 総打上質量               |
| $m_{tot}$   | 総機体質量 (ペイロード以外)     |
| $n$         | エンジン数               |
| $n$         | マッハ数ステップ            |
| $p$         | 静圧                  |
| $p$         | 内部圧力                |
| $q_l$       | 低位発熱量               |
| $\dot{q}$   | 熱通過率                |
| $r$         | 抽気率                 |
| $r$         | 飛行半径                |
| $r_{f0}$    | フィン半径               |
| $t$         | 静温                  |
| $th$        | 板厚                  |
| $v$         | 速度                  |
| $v_{abs}$   | 慣性飛行速度              |
| $w$         | 幅                   |

#### 経路角

|            |                |
|------------|----------------|
| $P$        | 圧力損失           |
| $P_0$      | 主流圧力損失         |
| $P_b$      | 管群圧力損失         |
| $T$        | 空気温度降下         |
| $T_{lm}$   | 対数平均温度差        |
| $i$        | エンタルピ変化        |
| $v_d$      | 抗力損失           |
| $v_g$      | 重力損失           |
| $v_{loss}$ | 総損失            |
| $v_m$      | 制御損失           |
|            | 迎角変化           |
|            | 時刻間隔 (解析ステップ間) |
|            | テーパ比           |

|     |             |
|-----|-------------|
|     | 迎角          |
|     | 比熱比         |
| f   | フィン厚さ       |
|     | ボイド率        |
| n   | ノズル膨張比      |
| nth | ノズル理想膨張比    |
|     | 圧力損失係数      |
| ab  | 再熱燃焼器燃焼効率   |
| c   | 圧縮機断熱効率     |
| hp  | ポンプ効率       |
| mb  | 主燃焼器燃焼効率    |
| mc  | 機械効率        |
| pab | 再熱燃焼器圧力損失係数 |
| pi  | インテーク全圧回復率  |
| pi  | 全圧回復率       |
| pmb | 主燃焼器圧力損失係数  |
| t   | タービン断熱効率    |
| t   | 温度効率        |
|     | 熱伝導率        |
| 1/2 | 平均翼弦後退角     |
|     | 圧力比         |
|     | 円周率         |
| c   | 圧縮機圧力比      |
|     | 密度          |
| 0   | 主流密度        |
| m   | 材料密度        |
| m   | 許容応力        |
|     | 時刻          |
|     | 当量比         |
| f0  | 主流フィン効率     |

## 添字

|       |                |
|-------|----------------|
| 0     | インテーク入口，飛行状態   |
| 1     | 予冷器入口          |
| 2     | 2 段            |
| 2     | 圧縮機入口          |
| 3     | 主燃焼器入口         |
| 4     | タービン入口         |
| 5     | 再熱燃焼器入口        |
| 6     | ノズル出口          |
| a     | 空気             |
| ab    | 再熱燃焼器          |
| abi   | 再熱燃焼器入口        |
| abo   | 再熱燃焼器出口        |
| ac    | アクチュエータ        |
| ace   | エンジンアクチュエータ    |
| acw   | 舵面アクチュエータ      |
| b     | 胴体             |
| c     | 圧縮機            |
| cc    | 圧縮機修正          |
| cd    | 圧縮機設計          |
| ci    | 圧縮機入口          |
| co    | 圧縮機出口          |
| comp  | 圧縮機            |
| cool  | 冷却             |
| cp    | 圧縮機 + ポンプ      |
| ct    | 圧縮機翼端          |
| d     | ドーム部           |
| el    | 電装品            |
| eng   | エンジン           |
| f     | 燃料             |
| final | 最終ステップ ( 加速後 ) |
| ft    | 燃料タンク          |
| gab   | 再熱燃焼器燃焼ガス      |
| gmb   | 主燃焼器燃焼ガス       |
| ie    | インテーク有効捕獲      |

|      |                              |
|------|------------------------------|
| ii   | インテーク入口                      |
| ii   | インテーク入口捕獲                    |
| io   | インテーク出口                      |
| io   | インテーク出口                      |
| it   | インテークスロート                    |
| it   | インテークスロート                    |
| l    | 液化器                          |
| lg   | 降着装置                         |
| li   | 液化器入口                        |
| mb   | 主燃焼器                         |
| mbi  | 主燃焼器入口                       |
| mbo  | 主燃焼器出口                       |
| mw   | 主翼                           |
| n    | 解析ステップ数                      |
| n    | 窒素                           |
| ncr  | ノズル臨界                        |
| no   | ノズル出口                        |
| nt   | ノズルスロート                      |
| nth  | ノズルスロート                      |
| o    | 酸化剤, 酸素                      |
| ot   | 酸化剤タンク                       |
| p    | 燃料ポンプ                        |
| pc   | 予冷器                          |
| pctj | 予冷ターボジェットエンジン, 予冷器 + ターボジェット |
| pi   | 燃料ポンプ入口                      |
| pl   | ペイロード                        |
| ram  | スクラムダクト, ラムジェットエンジン          |
| re   | ロケットエンジン                     |
| s    | シリンダー部                       |
| suc  | 抽気                           |
| t    | タービン                         |
| tbi  | タービン動翼入口                     |
| tc   | タービン修正                       |
| th   | タービン翼根                       |
| tj   | ターボジェット                      |
| tm   | タービン平均                       |

|      |             |
|------|-------------|
| tncr | タービンノズル臨界   |
| tno  | タービンノズル出口   |
| tnt  | タービンノズルスロート |
| to   | タービン出口      |
| tps  | 熱防護材        |
| tt   | タービンスロート    |
| tt   | タービン翼端      |
| ub   | 胴体下面        |
| vw   | 垂直尾翼        |
| w    | 水蒸気         |
| x    | 予冷器         |
| xi   | 予冷器入口       |
| xl   | 予冷器 + 液化器   |
| xo   | 予冷器出口       |

## 第1章 概論

### 1.1 研究の背景

宇宙輸送コストの大幅な低減と信頼性の大幅な向上のために、完全再使用型のスペースプレーン（宇宙航空機）の実現が期待されてきた。スペースプレーンを従来のロケットエンジンを使用して成立させるためには、推進薬消費量が多いため、構造質量の大幅な低減が不可欠となる。推進薬の多くは大気中における初期加速時に消費されるため、この領域で高い比推力を発揮する空気吸込式エンジンを大幅な質量増加なしに追加することができれば、スペースプレーンの実現性が高くなると考えられている。



図1.1-1 単段式スペースプレーン概念図

単段式スペースプレーン（図1.1-1）を実現するためには、高比推力の空気吸込式エンジンを用いて推進薬質量を低減することが有効であるが、同時に軌道投入時にも切り離すことができないエンジンの質量を低減することが重要である。マッハ6~12程度の高速大気中においては、軽量耐熱材料と冷却構造が実現されれば、超音速燃焼を用いたスクラムジェットを適用することにより、比較的少ない質量増加で平均比推力を向上できると考えられている。

この場合、低燃焼圧で大型のスクラムジェットの間隙に高燃焼圧で小型のロケットエンジンを搭載して、マッハ0~3程度はロケットエンジンを用いたエジェクターロケット、マッハ3~6程度はスクラムジェットの流路を用いたラムジェットとして作動する、ロケットベース複合サイクルエンジン（RBCC）[1]が検討されている。このエンジンには、エジェクターロケットの比推力があまり高くないという問題と、ラムジェット作動のための質量増加が大きいという問題があるが、これらに対する詳細な検討結果は示されていない。

マッハ0~6程度の低速大気中において高い比推力を発揮するターボ系エンジン（ターボ・ラムジェット、エアターボ・ラムジェット等）も有望視されたが、スクラムジェットとターボ系エンジンはいずれも大型となるため、単段式スペースプレーンに双方のエンジンを搭載すると、質量や搭載スペースが過大となる傾向があった。



一方、マッハ 0~6 程度の初期加速では空気吸込式エンジンとして作動し、高空ではロケットエンジンとして作動するエンジン方式として、空気液化式ロケットエンジン(LACE) [2-5]も検討された。さらに、このエンジンとスクラムジェットを組み合わせた、スクラム複合型・空気液化式ロケットエンジン[6]が提案されたが、空気液化のための熱交換器の質量を低減することが必須であると述べるにとどまり、その具体的な方策は示されていない。

そこで、熱交換器を小型化する方策として、空気を液化しない程度に冷却する予冷ターボジェット方式(図 1.1-2)が提案され、Balepin が単段式スペースプレーンに適用した場合の基本性能を解析で示している[7]。通常のターボジェットは空力加熱のためにマッハ 3 程度が作動限界であるが、予冷ターボジェットは、液体水素による予冷を行うことで、マッハ 6 程度までの作動が可能であり、マッハ 6 までの加速であれば、別流路のラムジェットを組み合わせる必要が無いという利点がある。

しかしながら、単段式スペースプレーンの初期加速用エンジンとして、ロケットエンジン、ターボ系エンジン、空気液化式エンジン、空気予冷式エンジンといった異なる方式のエンジンを同条件で比較した研究はなされておらず、将来の革新的材料による軽量化を想定した研究が個別に行われてきている。

単段式スペースプレーンにおいては、初期加速用エンジンの質量が大きいと、後半の加速性能を著しく悪化させる傾向があるため、推力質量比の小さいエンジンは適さない。一方、二段式スペースプレーンにおいては、第一段の質量は完全に切り離されるため、エンジン質量と推進薬質量の合計が小さいシステムにおいて、最大のペイロード運搬能力を得ることが出来るため、エンジン選択の幅が広がる傾向にある。二段式スペース

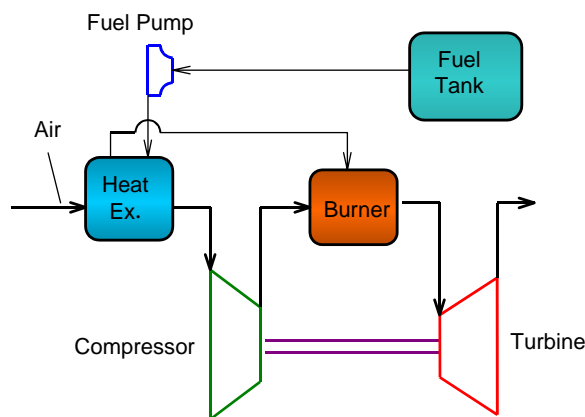


図 1.1-2 予冷ターボジェット系統図



図1.1-3 二段式スペースプレーン概念図

レーンに適用できる空気吸込式エンジンの形式としては、予冷エアターボ・ラムジェット、予冷ターボジェット、ターボ・ラムジェット、ロケット・ラムジェット等が挙げられる。

宇宙科学研究所では二段式スペースプレーンに搭載することを目標とした予冷エアターボ・ラムジェット（ATREX）の地上燃焼試験が行われ、地上静止状態でのエンジンサイクルの成立性が実証されている[8-11]。また、1999年に終了した通商産業省・工業技術院の超音速輸送機用推進システムの研究開発（HYPRプロジェクト）においては、マッハ5まで作動可能な地上試験用ターボ・ラムジェットが開発され、高空環境模擬試験によりマッハ3までの技術成立性が実証されている[12]。しかし、両者とも、飛行可能なエンジンにするためには、構造の軽量化、可変機構の適正化、実環境条件で作動できる耐熱構造の実現等、解決すべき問題が多く存在している。

そこで、本研究においては、スペースプレーンに適用し得る予冷サイクルエンジンについて、主要要素の試験結果を反映した解析手法を用いることにより、現在の材料レベルで製作可能な範囲において性能と質量を定量的に評価し、設定軌道に輸送できるペイロードを最大化するためのエンジンシステムを選定する手法を確立することを目的とした。

## 1.2 本研究の特徴

図 1.2-1 はスペースプレーン用低速系エンジンの性能を推力質量比と比推力で整理した図である。従来のロケットエンジンを使用すると、比推力が小さいために推進薬の消費量が多く、ペイロードが小さくなる傾向がある。一方、従来の空気吸込式エンジンを使用すると、推力質量比が小さく、作動させないときの無駄な質量が増えてしまうため、加速機用推進機関としての要求を満たすことが難しい。

いずれの場合も、燃焼エネルギーの増大によるエンジンサイクル改良には限界がある。一方、水素やメタン等の極低温燃料の冷熱を利用したエンジンサイクルの改良は航空宇宙用エンジンとしては未だ実用化されていない技術であり、その特徴と適用限界に関する十分な科学的検証がなされていないのが現状である。

図 1.2-2 に極低温燃料による予冷の効果を示す。予冷サイクルエンジンは、液体水素

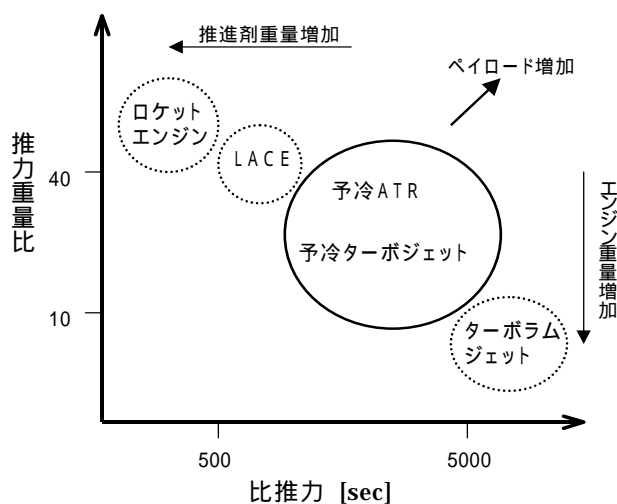


図1.2-1 低速系エンジンの性能

や液体メタン等の極低温燃料の冷熱によって吸入される空気を冷却するエンジンで、これまでに、予冷ターボジェットエンジン（図 1.2-3）、予冷エアターボラムジェットエンジン、空気液化式ロケットエンジン等が提案されている。これらのエンジンにおいては、予冷により吸込み空気の密度が高くなって空気流量が多くなるとともに、低温化によって圧縮仕事が小さくなるといった特徴がある。空気流量の増大は推力の増大、圧縮仕事の低下は比推力の向上につながり、無冷却のターボ系エンジンよりも加速性能が増大することが期待できる。さらに、空力加熱の厳しい高マッハ数においても、入口空気を冷却することにより、現状材料を用いた圧縮機を作動させることができる。一方、予冷熱交換器の搭載による質量増加があるため、エンジンサイクルの選定のためには、飛行に必要な推進薬の質量や機体質量も含めた総合的な検討を行う必要がある。

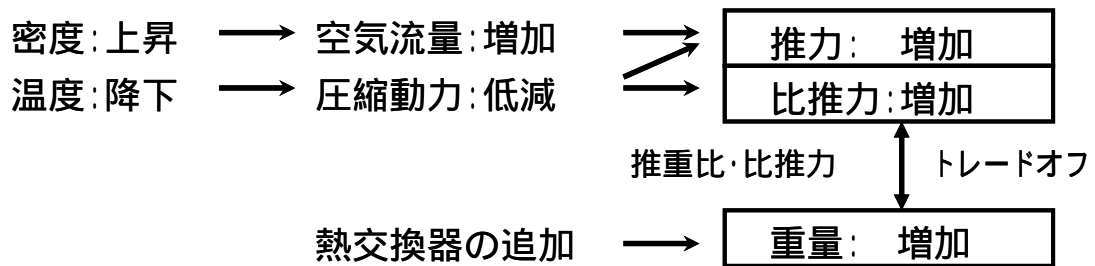


図1.2-2 極低温燃料の冷熱による予冷の効果

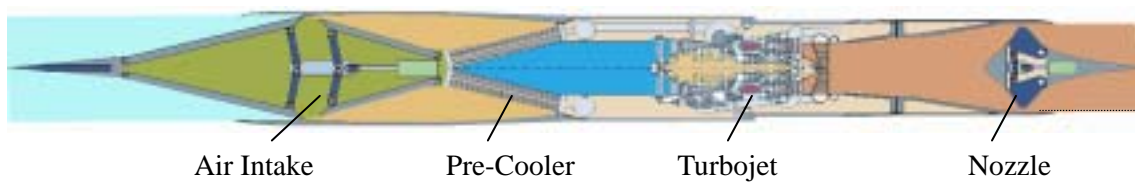


図1.2-3 予冷ターボジェットエンジン断面図

本研究においては、まず、予冷サイクルを実現するための予冷方式について、先入観を排除して、あらゆる可能性を追求することから研究を開始した。空気を冷却する方法として、熱交換器を用いる熱交換方式と燃料を圧縮機上流に噴射する予混合方式を比較して両者の得失を調べた。燃料については、液体水素と液体メタンを用いた場合の性能の違いを調べた。当量比については、広い範囲で変化させたときの性能変化の傾向を調べ、以降の検討において当量比を選択する際の指標とした。そして、液体窒素による予冷熱交換器と小型ターボジェットエンジンを組み合わせた予冷ターボジェットエンジン予備試験を行い、予測した予冷効果が得られることを実験的に確認した。

従来の予冷サイクルエンジンの研究においては、第一次検討という名目の下、いくつかの重要な問題が、未検討あるいは簡易モデルによる代替で済まされてきた。インテークとターボエンジンの流量整合の問題、予冷熱交換器の質量推算方法、および、低速から極超音速における大幅な入口温度変化がもたらすターボエンジンの作動点変化の問題等である。本研究においては、エンジン性能解析を行う上で重大な影響をもたらすこれらの問題について、要素実験を行うことで現象を把握し、適切な解析モデルを構築することに注力した。

インテークとターボエンジンの流量整合については、流量制御のためのバイパス機構を備えた超音速インテークモデルと小型ターボジェットエンジンを結合した試験（図 1.2-4）を行い、インテークの作動状態とターボエンジンの作動状態が相互に与える影響を調べた。この実験結果を反映することで、実際のエンジンでは成立しない領域を排除したエンジン性能解析を実現した。具体的には、インテーク流量がターボエンジンの最大流量を超過する場合には、過剰空気を外部に逃がすことでインテークの作動状態を適正に保つという制約を設け、外部に逃げた分の抗力を有効推力から引く計算を行った。また、ターボエンジン流量がインテーク流量を超過する場合はエンジン回転数を調節して、インテーク作動状態を適正に保つような制約を設けた。従来のエンジン性能解析においては、インテークはエンジンが要求する空気流量を供給するという仮定を置くのが常識であったが、極超音速エンジンにおいては、インテークとエンジンの流量バランスが極端に変化するため、今回の手法を用いることが必須である。

予冷熱交換器については、シェル・アンド・チューブ型熱交換器において、熱交換面積を増大させるためのフィン装着することを想定し、質量と圧力損失の増加を抑制しつつ交換熱量を増大させる予冷熱交換器の設計と試験（図 1.2-5）を行った。この試験結果を反映して、熱交換器の圧力損失、交換熱量、および質量を詳細に解析するプログラムを作成し、エンジン性能解析と質量推算に適用した。従来は、交換熱量、質量、圧力損失について、ある程度の仮定を置いて個別に推算するといった手法が普通であったが、入口温度、入口圧力、流速等の物理量が大きく変化する極超音速エンジンの予冷熱交換器においては、本研究のような詳細解析を適用することが必須である。

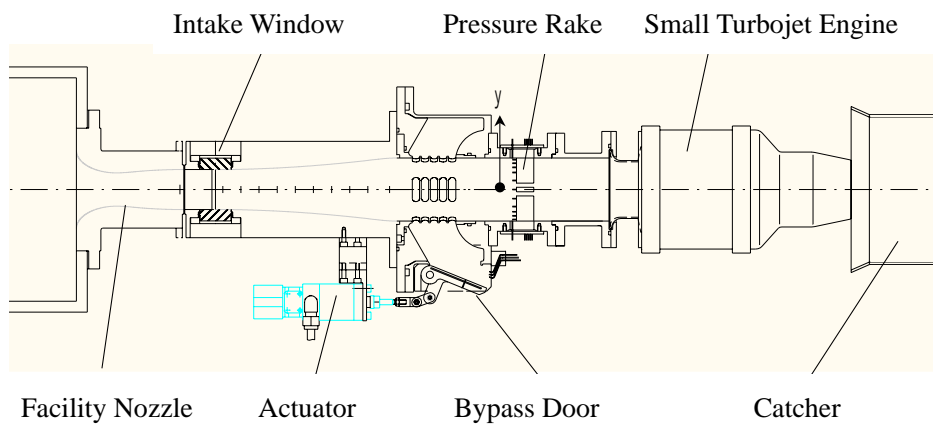


図1.2-4 超音速インテーク・エンジン結合試験



図1.2-5 予冷熱交換器試験装置



図1.2-6 超音速エンジン試験セットアップ

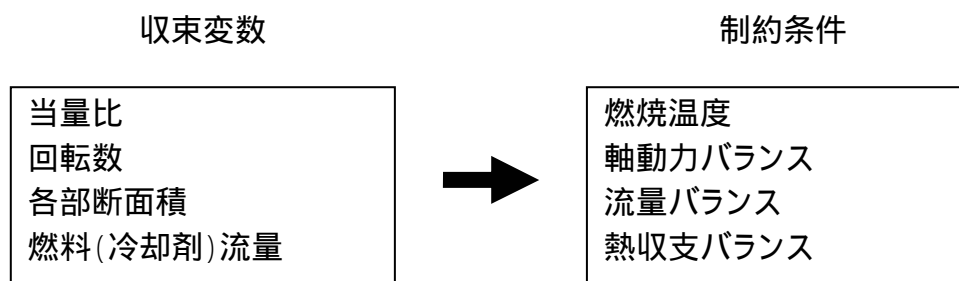


図1.2-7 収束計算の概要

ターボエンジンの作動点変化の問題に関しては、高マッハ数における作動点変化特性を取得するために、超音速ジェットエンジンの性能取得試験を行った（図1.2-6）。この試験結果を用いて、圧縮機入口温度と燃焼温度の比率が変化した時の作動点変化に対応したエンジン性能解析プログラムの妥当性を検証した。その上で、極超音速エンジンの解析を行う際には、圧縮機出口温度の大幅な変化に対応して、燃焼温度制限を越えないように当量比を調整する計算を行った。また、当量比が変化したときには予冷熱交換器に供給される燃料の流量も変化させて熱交換量の再計算を行い、その結果として算出される圧縮機出口温度を再び当量比に反映させた。圧縮機については、入口温度が大きく変化しても作動点が効率最高線を通るように、タービンノズルと排気ノズルのスロート面積を調整する計算を行った。ノズルについては、出口面積の最大値がインテーク入口最大面積以下となるように設定し、それ以上の膨張は推力に寄与しないような計算とした。実際の計算においては、エンジン各部の状態量を熱力学関係式で定式化した上で、燃焼温度、軸動力バランス、流量バランス、熱収支バランスを満たすように、当量比、回転数、各部断面積、燃料（冷却剤流量）を収束計算で求めた（図1.2-7）。ここに述べた、予冷熱交換器と燃焼器の連動による正確な作動状態の解析、圧縮機作動点が大幅に変化して性能が極端に悪くなる領域を回避する解析、およびノズル膨張比の適正化は、極超音速で作動する予冷サイクルエンジンの性能を正確に評価する上で必須である。

軌道解析においては、剛体モデルを使用して、揚力、抗力、推力、高度に応じた重力、および遠心力を定式化するとともに、飛行フェーズをマッハ数で分割し、各々のフェーズにおける迎角、推力、所要秒時を反復計算から算出し、推進薬の消費質量を最小化するプログラムを作成した。通常は、飛行マッハ数と高度を大幅に変化させたエンジン性能マップを作成して、そのマップの範囲で一定時間間隔に飛行させる軌道解析が行われている。この方法においては、エンジン方式や変数を変えて比較検討する時に、全てのエンジン性能マップを作成するとともに、短い時間間隔で全て計算するために長い計算時間を要する。一方、空気吸込式エンジンにおいては、最大動圧で飛行することで最大性能が得られることが判っているため、本研究においては設定動圧のエンジン性能だけを解析して、その動圧を満たすような軌道であるという条件を満たしつつ、推進薬消費量を最小化するような推力スケジュールと迎角スケジュールを求めるという手法を考案し、多種のエンジン方式を比較する際の解析時間を大幅に低減することを可能とした。

インテークとノズルの質量については、断面形状と材料を設定して、パネルと梁の最適配置を解析して質量を算出するプログラムを作成した。予冷熱交換器の質量については、要素試験で確認した設計手法を用いて、チューブ、フィン等の主要部材の質量を積算して算出した。ターボジェットエンジンの質量については、既存エンジンのデータベースを基にして、圧縮機の圧力比と入口直径から質量を算出する推算式を作成した。推進薬タンクに関しては、内部圧力と材料を設定して質量を算出する推算式を作成した。タンク以外の機体の各要素の質量に関しては、米国NASAの文献による手法を用いて算出した。これらの、推進薬の消費質量、エンジン質量、および機体質量を合算して、打上

質量から差し引くことで、それぞれのエンジン方式を用いた場合に、スペースプレーンが設定軌道に輸送できるペイロードを算出した。

これらのプログラムを用いて、単段式スペースプレーンに適用できる可能性のある複合エンジン（図 1.2-8）の各方式について、エンジン性能解析、軌道解析、および質量推算によりペイロード推算を行った。この際、予冷サイクルエンジンの当量比設定によりペイロードが変化することを確認し、最適な当量比を選択するための考え方を整理した。また、スクラムジェットの初期加速用エンジンとして、ロケットエンジン、空気液化式エンジンおよび予冷ターボジェットエンジンをを用いたときのペイロード運搬性能を、同じ条件で比較検討を行った。これらの異種のエンジンを単段式スペースプレーンに適用した場合のペイロード運搬性能を、実用に耐える精度の解析手法を用いて同じ条件で比較検討した例は他になく、本研究によって、客観的な比較検討の手法が確立されたものである。

二段式スペースプレーンの一段に使用できる可能性のある予冷ターボジェットエンジン（図 1.2-9）と他の空気吸込式エンジンの各形式についても、エンジン性能解析、飛行解析、および質量推算によりペイロードを推算して比較検討を行った。本研究で確立した方法を適用することで、二段式スペースプレーンに適用できる異種エンジンを同じ条件で比較することが可能となった。また、エンジン方式を設定することで、そのエンジンを用いて最大のペイロードを打ち上げるための機体規模を解析することが可能となり、将来の宇宙輸送システムを検討する上で有効な解析手段を提供できるようになった。

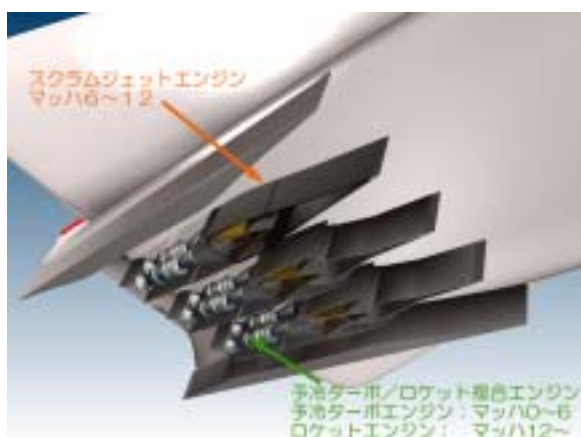


図 1.2-8 予冷ターボ・スクラム・ロケット複合エンジン

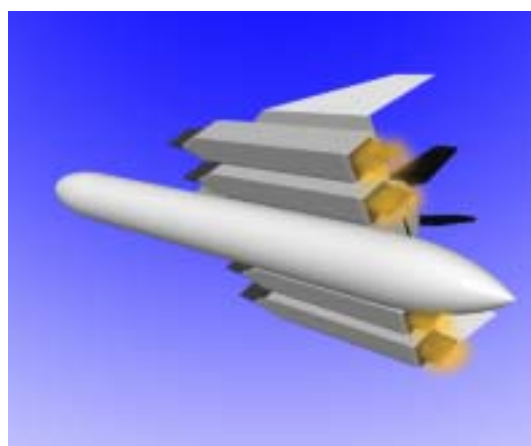


図1.2-9 予冷ターボジェットエンジン



## 第2章 予冷サイクルエンジンの特性検討

### 2.1 予冷方式の検討

はじめに、予冷サイクルエンジンを実現するための冷却方式の比較と、使用燃料および当量比を変えたときの予冷効果の変化を定量的に評価することとした。

#### 2.1.1 予冷方式の比較

圧縮機入口空気の冷却による性能向上効果を調べるため、1軸ターボジェットエンジンを例として、解析を行った。図2.1-1に今回検討した冷却方式の比較図を示す。a)は無冷却ターボジェット(TJ)、b)は熱交換器方式予冷ターボジェット(PCTJ)、c)は予混合方式予冷ターボジェット(PMTJ)である。各方式の相対的な特徴を表2.1-1に示す。予混合方式を熱交換器方式と比較した場合の利点は以下の通りである。

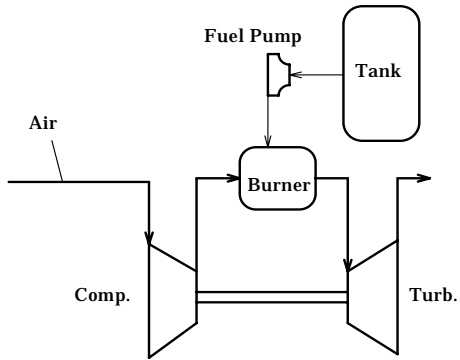
- ・熱交換器の質量が、燃料噴射器の質量に置き換えられ、軽量化できる。
- ・直接混合するため、熱交換効率を100%近くまで達成できる。
- ・熱交換器の圧力損失もなく、低圧部に噴射できればよいので、高圧の燃料ポンプが不要になる。

予混合方式を実用化する場合は、圧縮機を通過する混合気の点火・逆火の防止を十分に検討することが前提となるが、今回の検討では、圧縮機性能の向上効果についてのみ、比較検討を行った。

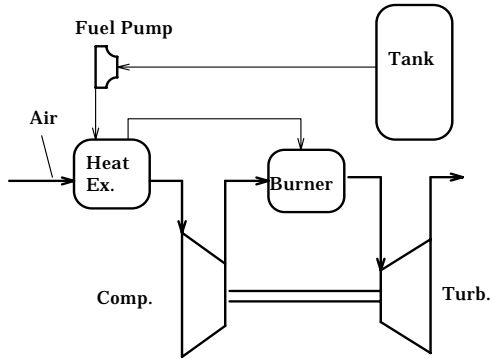
#### 2.1.2 混合比と冷却能力

航空機用ターボジェットエンジンは通常、高比推力を達成するために、燃料希薄領域、すなわち低当量比での作動が主体となる。一方、予冷サイクルは燃料の冷却能力が大きくなるに連れてその効果が顕著になってくるため、高当量比で作動する時の性能向上が期待できる。図2.1-2は、水素-空気燃焼における、当量比と燃焼温度(燃焼圧:0.5MPa)の関係である。燃焼温度は、文献[13]の方法で、入口燃料温度、入口空気温度ともに常温として算出した。現実的なジェットエンジンサイクルが成立する燃焼温度として、1100K以上を仮定すると、水素燃料においては、当量比0.7~5.5程度が検討対象となる。この当量比範囲は、混合比(空燃比)に換算すると6~124に相当する。同様に、メタン燃料においては、当量比0.7~2.8程度が検討対象となり、混合比(空燃比)に換算すると6~55に相当する。図2.1-3は、熱交換効率を100%としたときの圧縮機入口温度の比較である。水素燃料の高当量比で冷却効果が大きく現れ、圧縮機入口温度は100K程度まで下がる。この付近の作動は、ジェットエンジンというより、空気液化式ロケットエンジンに近いものとなる。メタン燃料を用いた場合も高当量比で予冷効果が大きくなるが、水素に比べると使える当量比範囲が狭く、比熱も小さいため、圧縮機入口温度は220K程度までしか下がらない。

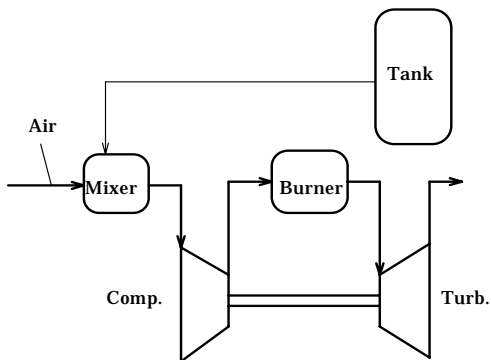




a) 無冷却ターボジェット (TJ)



b) 熱交換器方式予冷ターボジェット (PCTJ)



c) 予混合方式予冷ターボジェット (PMTJ)

表 2.1-1 各冷却方式の特徴

|         | TJ | PCTJ | PMTJ |
|---------|----|------|------|
| 交換熱量    | 無  | 大    | 大    |
| 熱交換装置重量 | 無  | 大    | 小    |
| 空気圧力損失  | 無  | 大    | 小    |
| 燃料ポンプ動力 | 大  | 大    | 無    |

表 2.1-2 圧縮機性能計算条件

|         |         |
|---------|---------|
| 空気入口温度  | 288 K   |
| 水素入口温度  | 20 K    |
| メタン入口温度 | 95 K    |
| 熱交換効率   | 100 %   |
| 熱交換圧力損失 | 0 %     |
| 圧縮機入口流速 | 183 m/s |
| 圧縮機効率   | 85 %    |
| 圧力比     | 3.0     |

図2.1-1 冷却方式の比較

### 2.1.3 圧縮機性能の検討

前述の混合比範囲で、圧縮機入口空気を冷却したときの各方式における空気流量と必要圧縮動力の比較を行った。このときの計算条件を表 2.1-2 に示す。各化学種の物性値は文献[14,15]の値を用いた。圧縮動力は、単位流量の空気と対応する流量の燃料を燃焼器入口状態まで圧縮する時に必要とする動力（ポンプ動力を含む）と定義した。

図 2.1-4 と図 2.1-5 は水素燃料を使用した場合の、圧縮機入口面積あたりの空気流量（質量流量）と、空気流量あたりの必要圧縮動力である。図 2.1-4 において、熱交換器方式(Pre Cool)では混合比が低くなる（当量比が高くなる）につれて空気流量が増加するのに対し、予混合方式(Pre Mix)では減少する。空気と水素を合わせた流量でも、減少する傾向である。この理由としては、熱交換器方式では、冷却によって空気の密度が上昇しているのに対し、予混合方式では、冷却による空気の密度上昇効果よりも、水素混合による流量抑制効果と密度低下効果の方が大きくなっていることが考えられる。

図 2.1-5 において、熱交換器方式では混合比が低くなる（当量比が高くなる）につれて圧縮動力が大きく低下するのに対し、予混合方式では上昇する。この理由としては、空気と水素を別々に圧縮した場合には、液化水素のポンプによる昇圧動力は空気圧縮動力に較べて無視できるほど小さいが、水素をガス化させてから圧縮すると密度が低いために水素ガスの圧縮動力が大きくなって、空気圧縮動力の低下分を打ち消してしまうことが考えられる。

図 2.1-6 と図 2.1-7 はメタン燃料を使用した場合の、圧縮機入口面積あたりの空気流量と、空気流量あたりの圧縮動力である。図 2.1-6 において、混合比が低くなる（当量比が高くなる）につれて、予混合方式でも僅かに空気流量が増加している。これは、メタン燃料の密度が水素燃料ほど小さくないので、空気の密度上昇効果を打ち消さずに済んでいるものと考えられる。しかしながら、図 2.1-7 において、予混合方式の圧縮動力は混合比が低くなる（当量比が高くなる）に連れて上昇する。また、熱交換器方式における圧縮動力の低下の程度は、水素燃料のそれに比べて小さい。これは、水素燃料はメタン燃料に比べて、「液化点と常温の温度差」と「比熱」の両方が大きく、これらを利用して得られる「冷熱量」が非常に大きいためである。

以上の検討から、圧縮機性能は予混合方式の予冷では向上しないが、熱交換器方式の予冷によって大きく向上する可能性があること、また、その効果は水素燃料を使用したときに顕著に現れることが確認された。

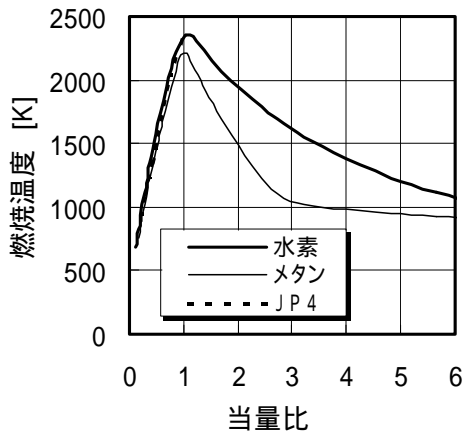


図2.1-2 当量比と燃焼温度

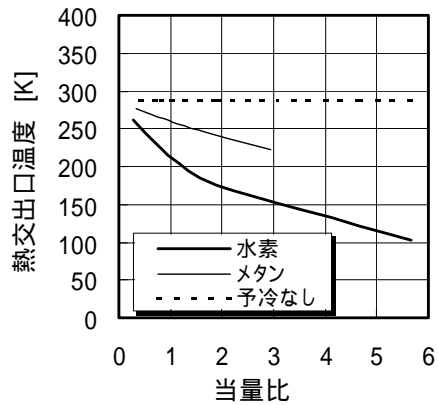


図2.1-3 当量比と圧縮機入口温度

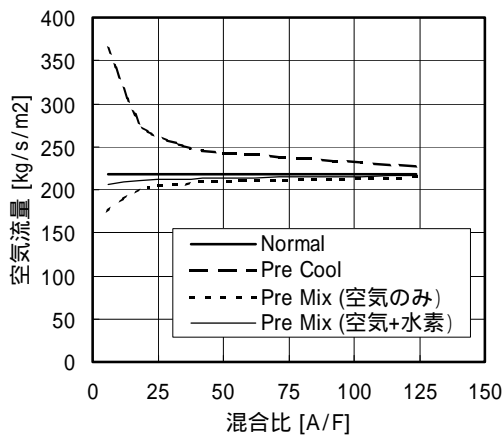


図2.1-4 混合比と空気流量 (水素)

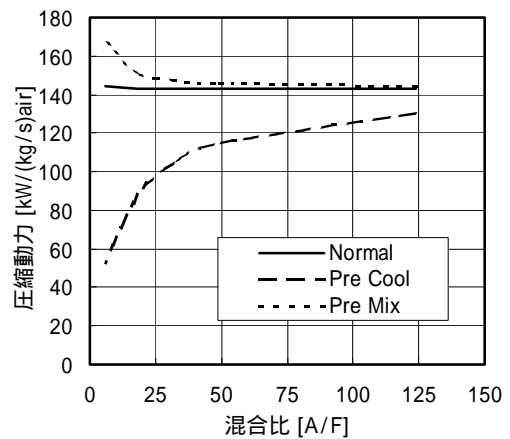


図2.1-5 混合比と圧縮機動力 (水素)

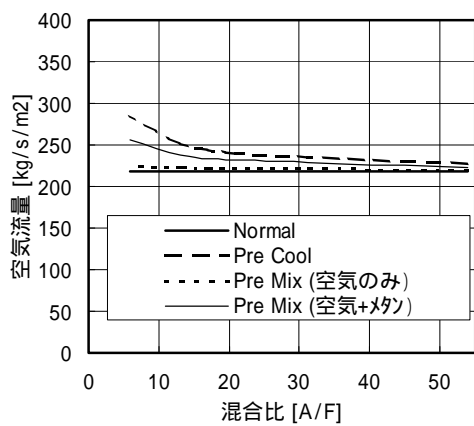


図2.1-6 混合比と空気流量 (メタン)

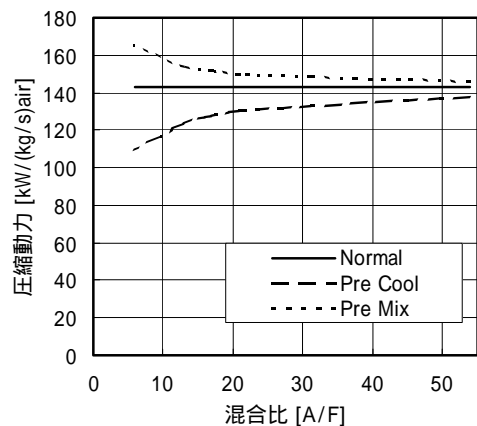


図2.1-7 混合比と圧縮機動力 (メタン)

#### 2.1.4 エンジン性能の検討

2.1.3 から、圧縮機性能は、水素燃料の熱交換器方式で予冷した時に最も高くなり、特に高当量比で著しく高くなることが確認された。この結果を基にして、水素燃料の熱交換方式で予冷サイクルエンジンを実現した場合の飛行環境での性能を解析し、無冷却サイクルとの比較を行った。圧縮機の条件は表 2.1-2 と同じとし、そのほかの条件は表 2.1-3 に示す通りとした。但し、すべて設計点計算とし、ラム圧縮効果がある時のターボ系のウインドミルによる損失等は考慮していない。解析において、タービン圧力比は 1.5 で固定とし、予冷で圧縮動力が低減する効果に応じて、圧縮機の圧力比を大きくして収束計算をしている。

図 2.1-8 に、解析で仮定した、動圧が 34kPa となる飛行軌道を示す。

図 2.1-9～図 2.1-12 は無冷却ターボジェット(TJ)と熱交換器方式の予冷ターボジェット(PCTJ)の比推力と推力/圧縮機入口面積(T/A)の解析結果である。図 2.1-9 と図 2.1-10 を比較すると、PCTJ は TJ にくらべ、全飛行領域で高い比推力性能を示すことが判る。

図 2.1-11 と図 2.1-12 を比較すると、TJ では当量比を増加させても T/A の上昇率が小さくなるのに対し、PCTJ では当量比の上昇とともに、T/A が大きく上昇している。特に T/A の大きい  $\approx 5.33$  に着目すると、比推力は他の当量比のエンジンより低いものの、従来のロケットエンジン(450sec 以下)に比べれば高く、T/A は TJ に比べてかなり大きい。すなわち予冷ターボジェットは、ロケットエンジンとターボジェット等の従来の空気吸込式エンジンの中間的特性を有し、スペースプレーン等の加速機用推進機関として高い性能を発揮する可能性があるといえる。

図 2.1-13 に予冷ターボジェットの各当量比における熱サイクルを表す指標として温度 - エントロピー線図(T-S 線図)を示す。それぞれの図において、点線は同じ圧力比と燃焼温度の無冷却ターボジェットの T-S 線図である。予冷ターボジェットの T-S 線図においては、まず、エンジン入口から予冷過程で左下に下がる。次に、エントロピーが小さくなったところで圧縮過程により温度が上がる。そして、当量比で決まる燃焼温度まで温度が上昇した後、最後にタービンとノズルにおける膨張過程で温度が下降する。予冷の効果は当量比の大きい d) で顕著であり、予冷後のエントロピーが小さくなるため、高圧力比のエンジンにすることが可能となる。空気流量当りの出力は、T-S 線図の面積に相当し、当量比が 1 付近の b) が大きい。

表2.1-3 エンジン性能解析条件

|             |             |
|-------------|-------------|
| 飛行マッハ数      | 0 ~ 6.0     |
| 飛行動圧        | 34 kPa      |
| インテーク圧力回復率  | MIL-E-5008B |
| 機械効率        | 95 %        |
| タービン効率      | 90 %        |
| タービン膨張比     | 1.5         |
| 燃料          | 水素          |
| ラムジェット燃焼器流速 | 100 m/s     |

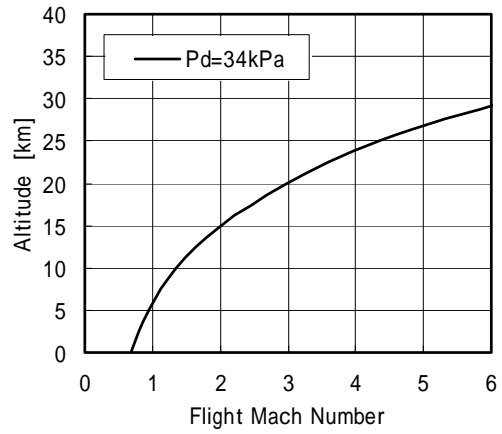


図2.1-8 飛行軌道

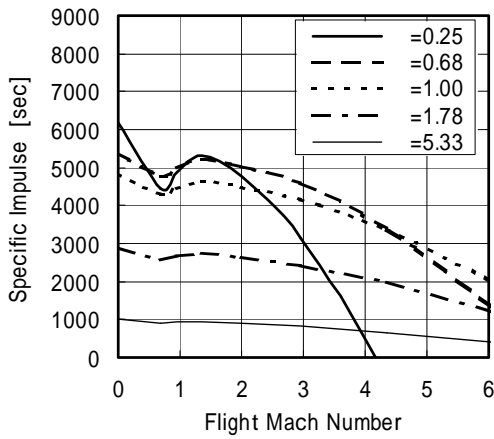


図2.1-9 比推力 ( T J )

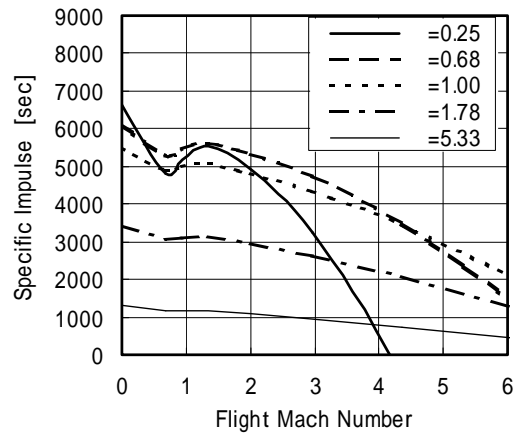


図2.1-10 比推力 ( P C T J )

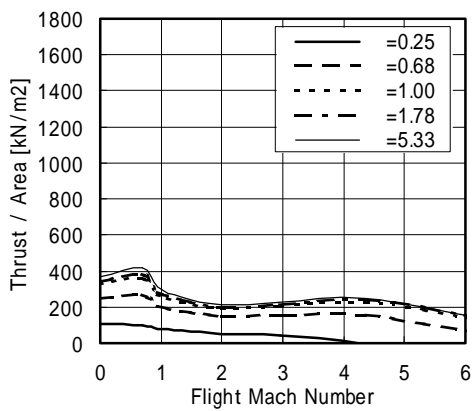


図2.1-11 推力 / 圧縮機入口面積 ( T J )

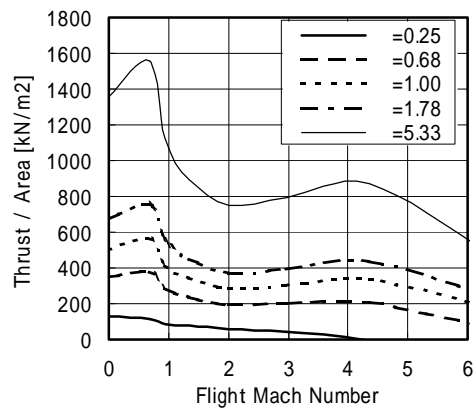
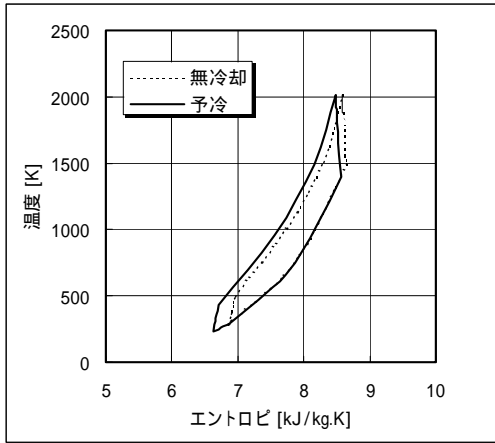
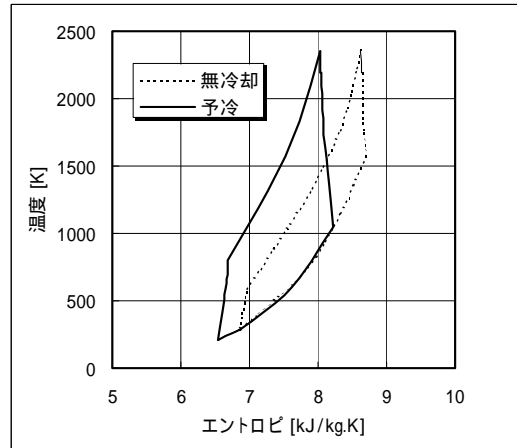


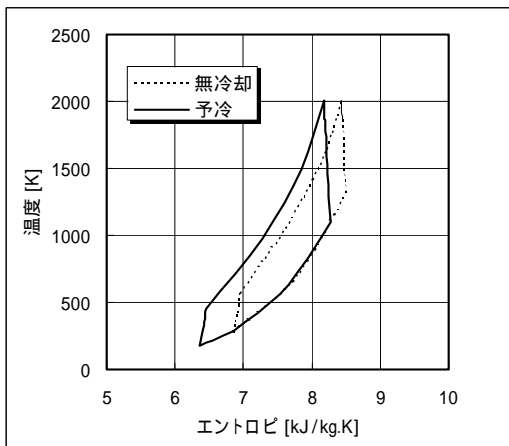
図2.1-12 推力 / 圧縮機入口面積 ( P C T J )



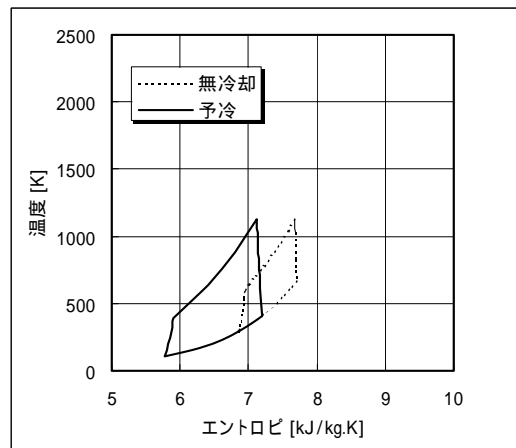
a)  $\phi = 0.68$



b)  $\phi = 1.00$



c)  $\phi = 1.78$



d)  $\phi = 5.33$

図 2.1-13 各当量比における熱サイクル  
(温度 - エントロピー線図)

### 2.1.5 推力質量比の検討

2.1.4 の解析結果において、地上静止状態と高空高速状態での推力と当量比の関係は逆転しないことが示唆された。よって、当量比を変化させた場合のエンジンの特徴を詳しく調べるため、地上静止状態の性能に再度着目して、エンジン諸元と推力質量比の検討を行った。質量推算のベースエンジンとして、Teledyne 社 YJ69-T-406 ターボジェットエンジンを用いた。このエンジンについて、予冷によって圧力比が上がる際には、圧縮機入口直径を固定して、エンジン内圧に応じて、外殻の質量（厚さ）のみが変化するとした。この時、安全率は 1.5、材質はチタンとした。熱交換器の性能と質量は、シェル・アンド・チューブ熱交換器の設計計算手法[16]を用いて推算した。この時、燃料の最大供給圧力は  $100\text{kg/cm}^2\text{a}$ 、安全率は 1.5、材質はアルミニウムとした。低温流体である燃料の出口温度は空気出口温度と等しいと設定した。

図 2.1-14a) は当量比と空気流量の関係である。水素燃料で予冷した場合、当量比の上昇とともに同じエンジンで吸い込む空気流量が大きく上昇し、 $\lambda = 5.5$  付近では無冷却サイクルの 2.6 倍程度にまで達することが判る。

図 2.1-14b) は当量比と熱効率の関係である。無冷却サイクルでは当量比 1 以上では熱効率の伸びがほぼ止まるのに対し、予冷サイクルでは当量比 1 付近で極値をとるとともに、燃料過剰となる高当量比作動でさらに上昇する。これは、図 2.1-13d) から判るように、強い予冷により圧縮機入口のエントロピーが大きく低下し、圧縮に必要な動力が大きく低減されるためと考えられる。

図 2.1-14 c) は当量比と圧力比の関係である。タービン圧力比を固定した場合、当量比の増加によりエンジン入口温度が下がって圧縮動力が小さくなる。また、水素の定圧比熱は空気に比べて非常に大きいため、水素過剰の燃焼ガスは大きなタービン駆動動力をもたらす。これらの効果が相乗して、圧縮比を大きく上げられることが判った。メタンの場合は、予冷効果でやはり圧縮機動力が下がるが、メタンの定圧比熱はあまり高くないため、メタン過剰の燃焼ガスはタービン駆動力が高くない。よって、メタン燃料を用いた場合の圧力比は当量比 1 付近で最大値をとることが判った。

図 2.1-14 d) は当量比とコアエンジン質量の関係である。水素燃料で予冷した場合、圧縮機の圧力比が非常に大きくなるため、コアエンジン質量もそれにしたがって大きくなる。

図 2.1-14 e) は当量比と推力質量比（推重比）の関係である。従来のエンジンの推力質量比は、ターボジェットエンジンで 5~10 程度、ロケットエンジンで 40~80 程度である。水素燃料の予冷ターボジェットエンジンでは、当量比を上げて作動させることにより、従来のターボジェットエンジンでは得られない、高推力質量比が達成出来ることが判った。

図 2.1-14 f) は当量比と比推力の関係である。比推力は、水素燃料で予冷したものが全体的に高く、上限の  $\lambda = 5.5$  付近においても、ロケットエンジン（450 秒程度）より高いことが判った。

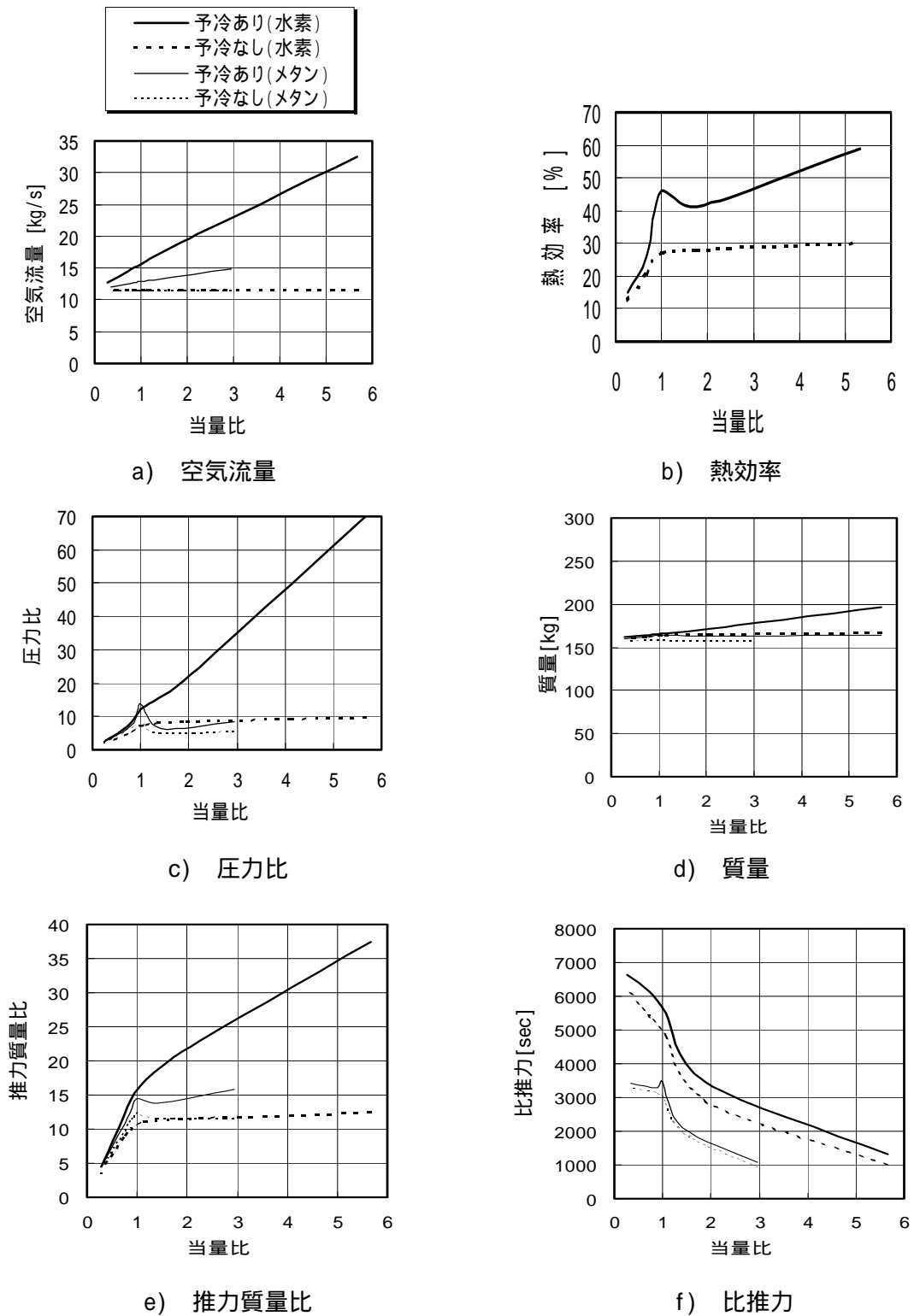


図2.1-14 当量比とエンジン作動状態の関係 (地上静止)



### 2.1.6 予冷サイクルエンジンの性能と質量に関する考察

2.1.5 の質量推算結果から，液体水素による予冷を行うことでエンジンの推力質量比が大きく向上することが示された．図 2.1-15 は一定推力を仮定した時の，当量比とエンジン質量の関係である．液体水素による予冷を採用することでエンジン質量を低減することができる．また，無冷却エンジンでは，燃料過濃側で当量比を上げてもエンジン質量の変化が少ないのに対し，予冷エンジンでは，燃料過濃側で当量比を上げると，エンジン質量が大きく低減することが判った．ただし，2.1.4 の性能解析結果から，当量比の高いエンジンは比推力が低いという特徴があるため，注意が必要である．

図 2.1-16 は打上総質量を 450ton としたときの，当量比と上段質量の関係である．ここで，上段質量は，打上総質量から初期加速（マッハ 0～6）に必要な推進薬の質量とエンジン質量を差し引いて求めた．当量比の大きいエンジンは，エンジン本体の質量は小さいが，比推力が低いために推進薬消費量の増加効果の方が大きく，結果として上段に使える質量は小さくなるという結果となった．この図において，上段質量が当量比 1 付近で最大値をとることから，一段を分離して飛行する二段式スペースプレーンにおいては，当量比 1 付近のエンジンを選択するべきであることが判る．

一方，単段式スペースプレーンにおいては，初期加速用エンジンを分離せずに軌道まで上昇する必要があるため，エンジン質量の効果が大きく現れる．この場合は，比推力が低くても，推力質量比の高いエンジンを用いることで，ペイロード比が高くなる場合があり得る．これを正確に評価して最適なエンジン方式と諸元を選定するためには，エンジン性能解析，軌道解析，エンジン質量推算，および機体質量推算を正確に行って，結果として得られるペイロードで比較する必要がある．

そこで，本研究においては，エンジンの性能と質量を正確に解析するための根拠となる要素特性を取得する諸実験を行い，これを基にして解析プログラムを作成することとした．

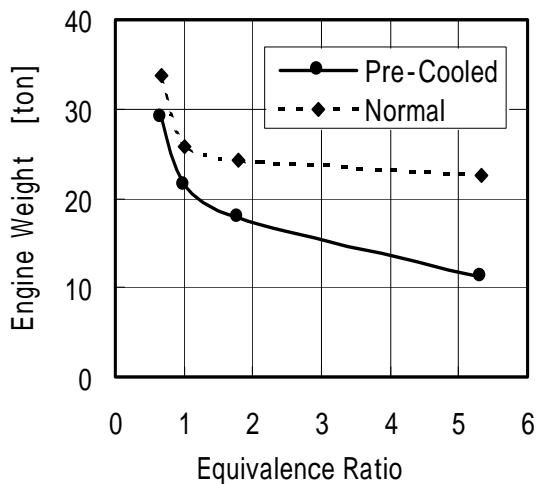


図 2.1-15 当量比とエンジン質量の関係

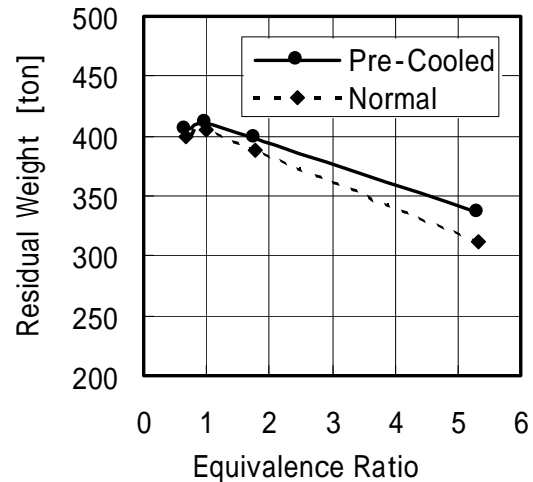


図 2.1-16 当量比と上段質量の関係

### 2.1.7 予冷方式の検討結果

予冷サイクルを実現するための予冷方式として、熱交換器を用いる熱交換方式と燃料を圧縮機上流に噴射する予混合方式について、空気流量増加と圧縮動力低減の効果を調べた。また、予冷サイクルと無冷却サイクルの実飛行環境における性能の比較を行った。その結果として、以下の結論が得られた。

- ・ 無冷却ターボジェット、熱交換器方式予冷ターボジェット、予混合方式予冷ターボジェットの3形態において圧縮機性能を比較した結果、熱交換器方式予冷ターボジェットが最も優れた性能を示すことが確認された。
- ・ マッハ0～6の飛行条件における性能解析結果から、水素燃料の熱交換器方式予冷ターボジェットは、無冷却ターボジェットに比べて全領域で比推力が高いことが確認された。
- ・ マッハ0～6の飛行条件における性能解析結果から、水素燃料の熱交換器方式予冷ターボジェットは、高い当量比においてロケットエンジンより高い比推力とターボジェットエンジンより大きな推力を発生し、スペースプレーン等の加速推進機関として高い性能を発揮する可能性があることが判った。
- ・ 解析結果から、液体水素燃料の予冷ターボジェットエンジンにおいて、当量比1～3付近で、高い推力質量比と高い比推力が達成できることが判った。
- ・ 初期加速用エンジンと初期加速に要する推進薬質量を計算した結果、二段式スペースプレーンにおいては、当量比1付近の予冷エンジンを用いることで、最大の上段質量を得られることが判った。
- ・ 単段式スペースプレーンにおいては、初期加速用エンジンの質量が上段加速に与える影響が大きいため、最適なエンジンを選定するためには、正確なエンジン性能解析、質量推算、および軌道解析によって、ペイロードを算出して比較する必要があることが示唆された。

## 2.2 予冷サイクルエンジン予備試験

予冷サイクルでエンジン性能が向上することを確認するため、液体メタンによる予冷サイクルを模擬した予備試験を行った。

### 2.2.1 全体構成

本試験においては、液体窒素を用いて、液体メタンで予冷と燃焼を行う予冷ターボジェットを模擬した(図2.2-1 a)は想定した予冷ターボジェットエンジンの構成、図2.2-1 b)は模型試験の構成である。本試験では、予冷には液体窒素、燃焼にはケロシンを用いて条件を模擬した。

模擬エンジンとしては、(株)ソフィアプレジジョン製小型ターボジェットエンジンJ450を用いた。表2.2-1にエンジンの主要諸元、図2.2-2に試験セットアップを示す。

図2.2-3は、試験装置の概要である。空気取入口から入った空気は予冷熱交換器で冷却され、直結されたエンジンに吸入される。

図2.2-4に予冷熱交換器の詳細図を示す。予冷熱交換器はシェル・アンド・チューブ型を基本として、シェル側(チューブ外)に空気、チューブ内に液体窒素を供給した。シェル部の内径は80mm、長さは186mmである。チューブは、外形4mm、内径3mmの銅チューブを8本用い、10mm間隔で配置した。液体窒素は、空気流の下流から上流に向かう方向に流す向流型にして温度効率を向上させることとした。銅チューブはつづらおり式に曲げてシェル内に配置し、熱応力を吸収するようにした。空気流速はエンジン最大回転数で20m/s程度になるように設定した。

### 2.2.2 計測点

基本計測として、エンジン回転数、空気流量、燃料流量、液体窒素入口・出口の圧力・温度を計測した。また、図2.2-3に示した各点における、壁面静圧と壁面から5mm位置の温度を計測した。

予冷熱交換器を取り付けた状態では推力測定は行わず、エンジン単体試験で計測した推力から算出したノズル係数を使用して推算した。

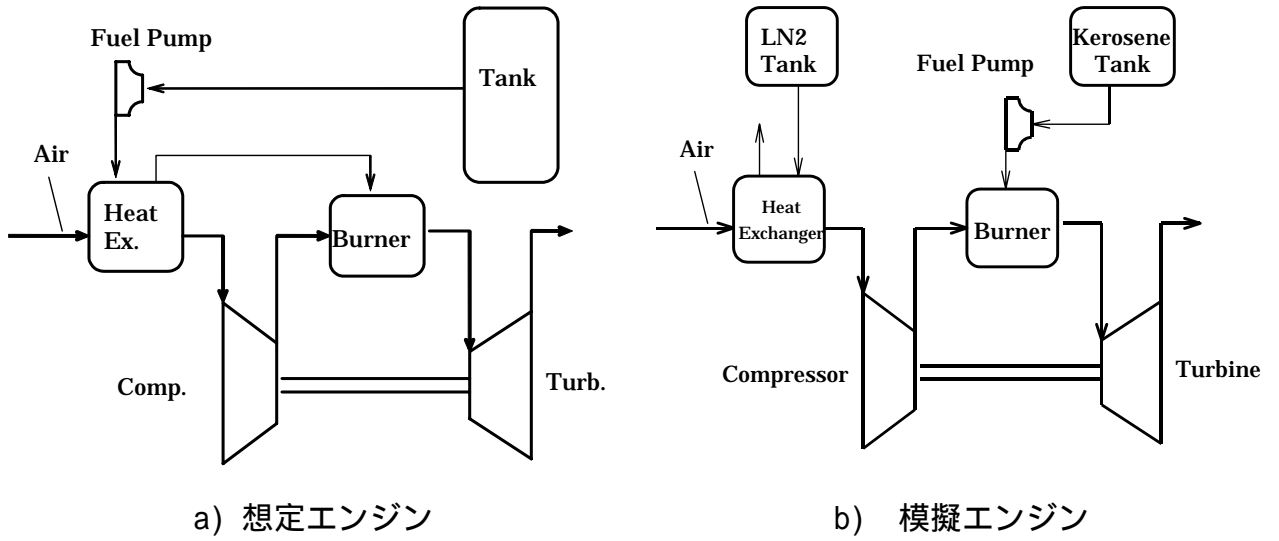


図2.2-1 予冷ターボジェットエンジン系統図

表2.2-1 エンジン主要諸元

|           |                 |
|-----------|-----------------|
| エンジン本体質量： | 1.8 kg          |
| 直径：       | 120 mm          |
| 全長：       | 335 mm          |
| 推力：       | 5.0 kgf         |
| 最大回転数：    | 123,000 rpm     |
| 燃料：       | ケロシン + ホワイトガソリン |

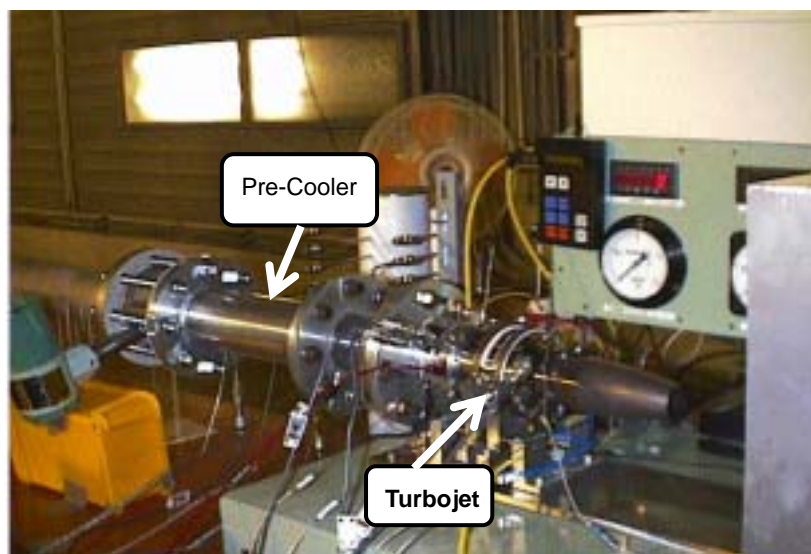


図2.2-2 予冷サイクルエンジン予備試験セットアップ

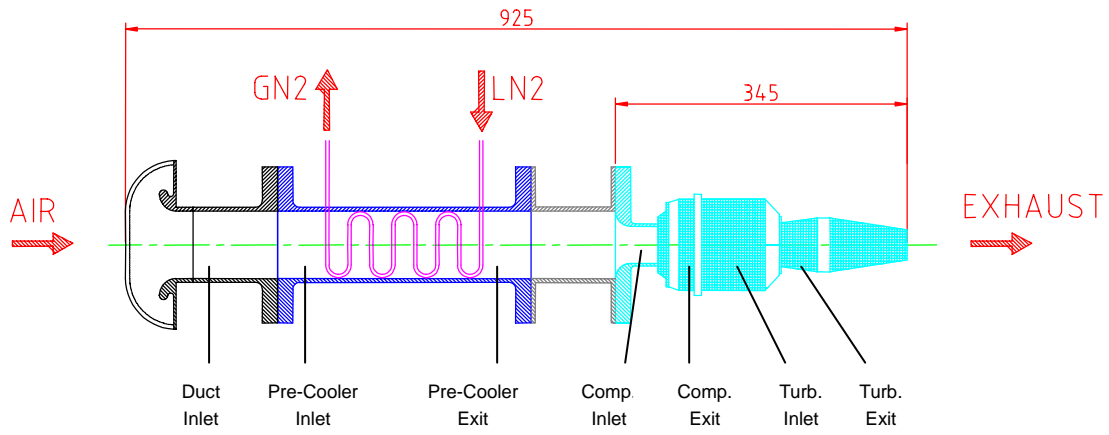


図2.2-3 試験装置概要

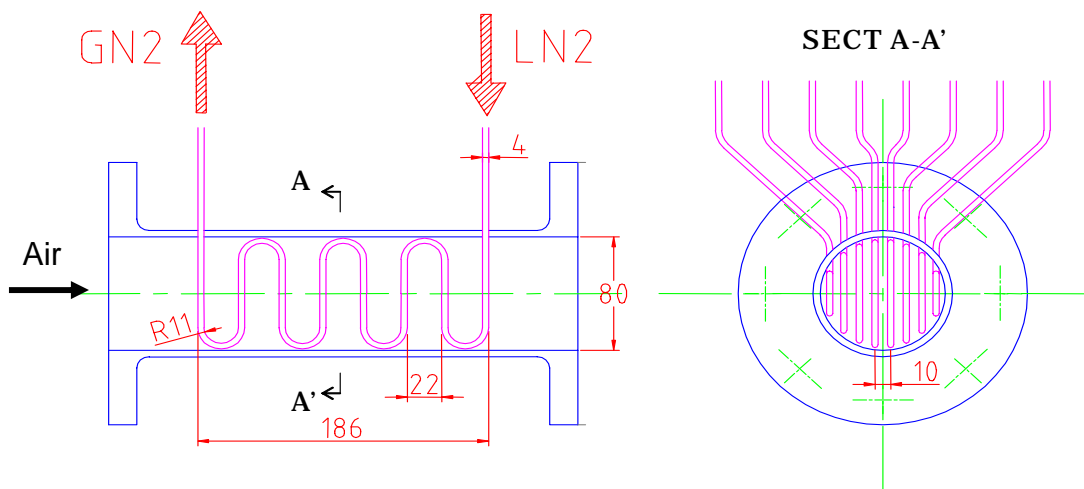


図2.2-4 予冷熱交換器の詳細

表2.2-2 試験条件

|         |     | 模擬条件  | 試験条件  |
|---------|-----|-------|-------|
| 燃料      |     | メタン   | ケロシン  |
| 燃料流量    | g/s | 2.55  | 2.90  |
| 当量比     |     | 0.356 | 0.367 |
| 発熱量     | kW  | 127   | 127   |
| 冷却剤     |     | 液化メタン | 液体窒素  |
| 冷却剤流量   | g/s | 2.55  | 7.06  |
| 冷却剤入口温度 | K   | 100   | 80    |
| 冷却剤出口温度 | K   | 245   | 263   |
| 温度効率    | %   | 0.81  | 0.91  |
| 吸熱量     | kW  | 1.32  | 1.32  |
| 空気温度低下  | K   | 10    | 10    |

### 2.2.3 性能評価

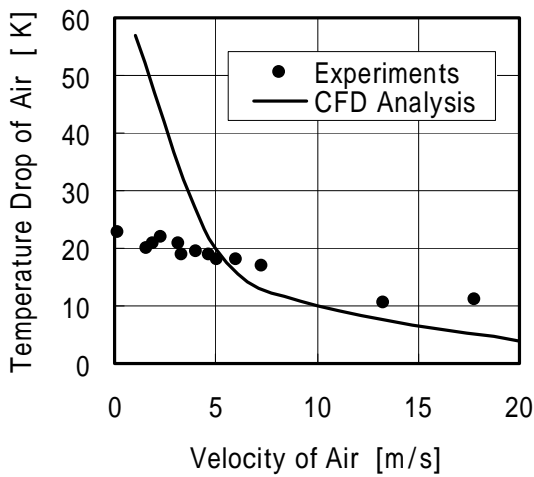
当量比 0.36 の液体メタン流量で予冷と燃焼を行う予冷ターボジェットを模擬した地上静止試験を行った。予冷には液化窒素，燃焼にはケロシンを用いて条件を模擬した。表 2.2-2 に試験条件を示す。

図 2.2-5 は熱交換器の温度降下と圧力損失を，熱交換器入口の空気流速で整理したものである。空気流速 10m/s 以下では，温度低下が解析値より小さくなるとともに，圧力損失が大きくなっている。この時，熱交換器チューブには着霜が確認されたため，霜によって熱伝達率が低下するとともに，空気が通過する面積が減少したことが原因と考えられる。よって，着霜による影響を避けるために，空気流速を 10m/s 以上に設定する必要があると言える。

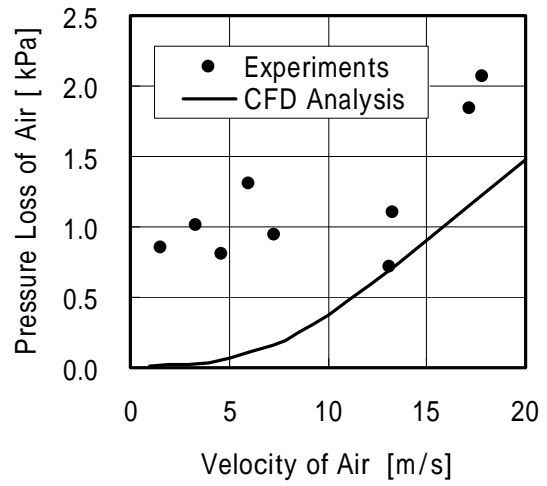
図 2.2-6 に壁面静圧分布を示す。予冷した場合，圧縮動力が低減されるため，圧縮機出口から下流の圧力が上昇している。

図 2.2-7 に温度分布を示す。圧縮機入口よりタービン出口まで温度が下がっている。これは，タービン入口温度（燃焼温度）を上げずに高負荷化できる予冷サイクルの特徴である。これにより，材料や燃焼による解離による制約の範囲内で，出力を向上させることが出来る。

表 2.2-3 に，回転数 110,000rpm 付近での，予冷による各変数の変化を示す。予冷により空気流量：6.3%，推力：13.5%，比推力：6.2%の向上を確認した。今回の熱交換器モデルは，安全率 27（冷却剤圧力 100kg/cm<sup>2</sup>a）であり，推力質量比（推重比）の向上は見られなかったが，安全率を 1.5 で製作したと仮定すると，推力質量比で 11.0%の向上が得られると推算できる。また，今回は熱交換器の材料として銅を用いたが，アルミ等の軽い材料を適用することで，さらに軽量化できる。



a) 温度降下



b) 圧力損失

図2.2-5 予冷器の温度降下と圧力損失

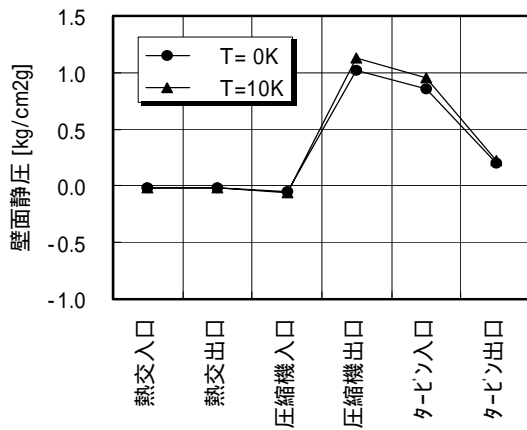


図2.2-6 壁面静圧分布 (110,000rpm)

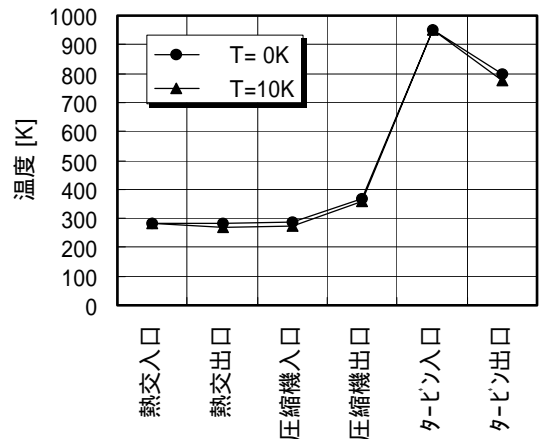


図2.2-7 温度分布 (110,000rpm)

表2.2-3 予冷の効果 (110,000rpm)

|                           | Normal     | Cooling    | Increase |
|---------------------------|------------|------------|----------|
| Equivalence Ratio         | 0.358      | 0.356      |          |
| Air Temperature Drop      | 0 K        | 11 K       |          |
| Combustion Temperature    | 950 K      | 950 K      |          |
| Air Flow Rate             | 0.111 kg/s | 0.118 kg/s | 6.3 %    |
| Compressor Pressure Ratio | 2.1        | 2.2        | 4.8 %    |
| Weight                    | 1.80 kg    | 1.84 kg    | 2.3 %    |
| Thrust                    | 3.92 kgf   | 4.45 kgf   | 13.5 %   |
| Specific Impulse          | 1478 sec   | 1569 sec   | 6.2 %    |
| Thrust to Mass Ratio      | 2.18       | 2.42       | 11.0 %   |

#### 2.2.4 予冷サイクルエンジン予備試験の結果

予冷サイクルエンジンの一般的特性を把握するため、液体窒素による予冷熱交換器と小型ターボジェットエンジンを組み合わせた小型モデルによる予冷サイクルエンジン予備試験を行った。結果として、以下の事項が確認された。

- ・ 液体メタン燃料を模擬した予冷ターボジェットエンジン(当量比:0.36)において、予冷により流量、推力、比推力がともに向上する事が確認された。
- ・ 予冷熱交換器入口の流速を 10m/s 以上に保たないと、着霜が多くなって、設計値に対する交換熱量の低減と圧力損失の増加が起こることが確認された。



### 第3章 予冷サイクルエンジンの要素特性

予冷サイクルエンジンを地上静止からマッハ6程度まで作動させることを想定して飛行性能を正確に予測するに当たり、性能解析プログラムが実現象と乖離していないことを確認する必要がある。

予冷サイクルエンジンに特徴的な事項として、まず、作動マッハ数範囲が広いために、インテークとコアエンジンが、それぞれに単独で最適状態となる空気流量の大小関係が大きく変化することが挙げられる。また、予冷熱交換器の重量、圧力損失、熱交換能力が、システムを成立させる上で大きな影響を持つことが挙げられる。そして、コアエンジン自体は超音速エンジンと同様に、入口圧力と入口温度が大きく変化することが挙げられる。これらは、日本におけるこれまでのジェットエンジンの開発においても、試験経験が非常に少ない分野であり、データがほとんど入手できない状況であった。

そこで、上記の諸問題を反映した性能解析プログラムを作成するにあたり、3.1～3.3に示す3種類の要素特性取得試験を実施して物理現象を把握し、解析モデルの作成と調整に反映させることとした。

#### 3.1 超音速インテークの特性

ターボジェットエンジンおよびターボファンエンジンの単体性能を解析する目的のためには、信頼性のあるプログラムがいくつか存在する。これらのプログラムは、インテークがエンジンに必要な空気流量を供給すると仮定して性能を推算しており、インテーク流量とエンジン流量の整合を保つことに関しては、通常、機体設計者が責任を負うことになっている。しかし、マッハ6程度まで作動させることを想定した予冷サイクルエンジンにおいては、インテークが最高効率で吸い込める空気流量とエンジンが最大回転で吸い込める空気流量が大きく食い違ってくるため、これを考慮した性能解析を行う必要がある。そこで、インテークとエンジンの流量が整合しないときに起こる現象を把握して、流量をいかに設定して運転することでエンジン搭載性能を最大に発揮することができるかを確認するために、超音速インテーク特性取得試験を行った。

本試験は、航空宇宙技術研究所・航空推進6号館地下実験室に設置された小型エンジン高空性能試験装置において実施した。同装置は、3.3節で詳述する超音速エンジン試験施設[17]の事前確認試験を兼ねた多目的実験風洞として設置された。この装置は超音速飛行時と同等の超音速気流を生成してインテークを含むエンジン全体の高空性能試験を行うためのもので、20kg級のジェットエンジンの高空試験を行うことができる。この装置には、ジェットエンジンが吸込む超音速気流を連続供給するとともに、高空における低圧環境を模擬するための大型の給排気装置が必要になる。この装置を最小限にするために、インテークの前面より少しだけ大きい範囲に超音速気流を供給するセミフリージェット方式[18]で気流供給部分を設計した。

### 3.1.1 小型エンジン高空性能試験装置

図 3.1-1 に小型エンジン高空性能試験装置の概略系統図を示す。供給空気としては空気圧縮機を介した圧縮空気（約 100～800kPa・吸入空気 1）または大気吸入による常圧空気（約 100kPa・吸入空気 2）を選択できる。また温度は、電気式空気加熱器により常温から 600 の範囲で設定できるように設計されている。本試験においては、セミフリージェット方式の作動確認を行うため、供給空気は大気吸入で常温とした。大気から吸入された空気はオリフィス流量計を介して低圧試験室に供給される。供給された空気のほとんどは小型エンジンの作動に使用されて排気される。低圧試験室は下流に設置された空気エジェクタにより設定した圧力に維持することができる。空気エジェクタの 1 次高圧空気（吸入空気 3）は 5MW 空気圧縮機により圧縮されて供給される。

### 3.1.2 インテーク模型

図 3.1-2 はインテーク形状に関する、実機形状とセミフリージェット試験形状の比較図である。

セミフリージェット試験において、インテーク入口の気流条件としては、マッハ 2.0 の気流を 2 段階の外部圧縮ランプから生じる斜め衝撃波で圧縮した後の状態を模擬し、マッハ 1.5 とした。従って、インテーク模型は 2 次元外部圧縮型インテークの外部圧縮部を除いた形態となる。これにより、低圧試験室の圧力を実際の飛行高度における圧力より高く設定でき、排気装置への要求能力を最小限に抑えることができる。この場合、排気ノズルの閉塞が保たれていれば、エンジン内部流の作動状態としては実飛行を模擬したものとなる。

インテーク模型の入口は正方形、出口は円形とし、中心線は小型エンジンの中心軸に合わせた直線とした。これは、インテークの曲がり起因するディストーションを生じさせないためである。

インテーク模型下流には、インテーク吸込流量とエンジン吸込流量の不整合を調整するためのバイパス機構を設けた。バイパス機構は流路壁面に設けたスリットから空気を吸い出して外部に排出する方式とし、排出口の面積を可変とすることで流量調整を行った。

表 3.1-1 は模擬飛行条件、2 段外部圧縮ランプ後流の条件、および試験条件を比較したものである。設備ノズルの設計マッハ数は 1.5 とした。小型エンジンの高温環境下での作動が保証されていないため、供給する空気の温度は常温とした。

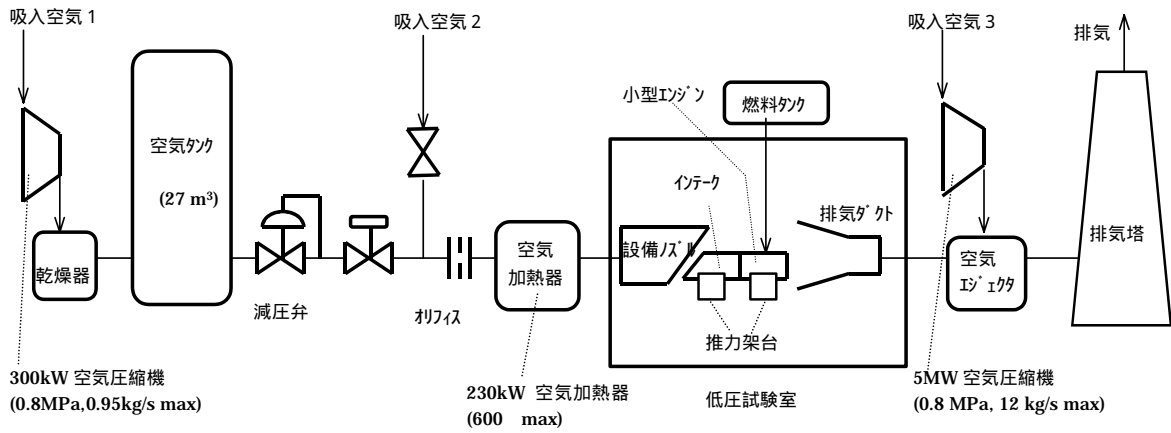


図3.1-1 小型エンジン高空環境試験装置の概略系統図

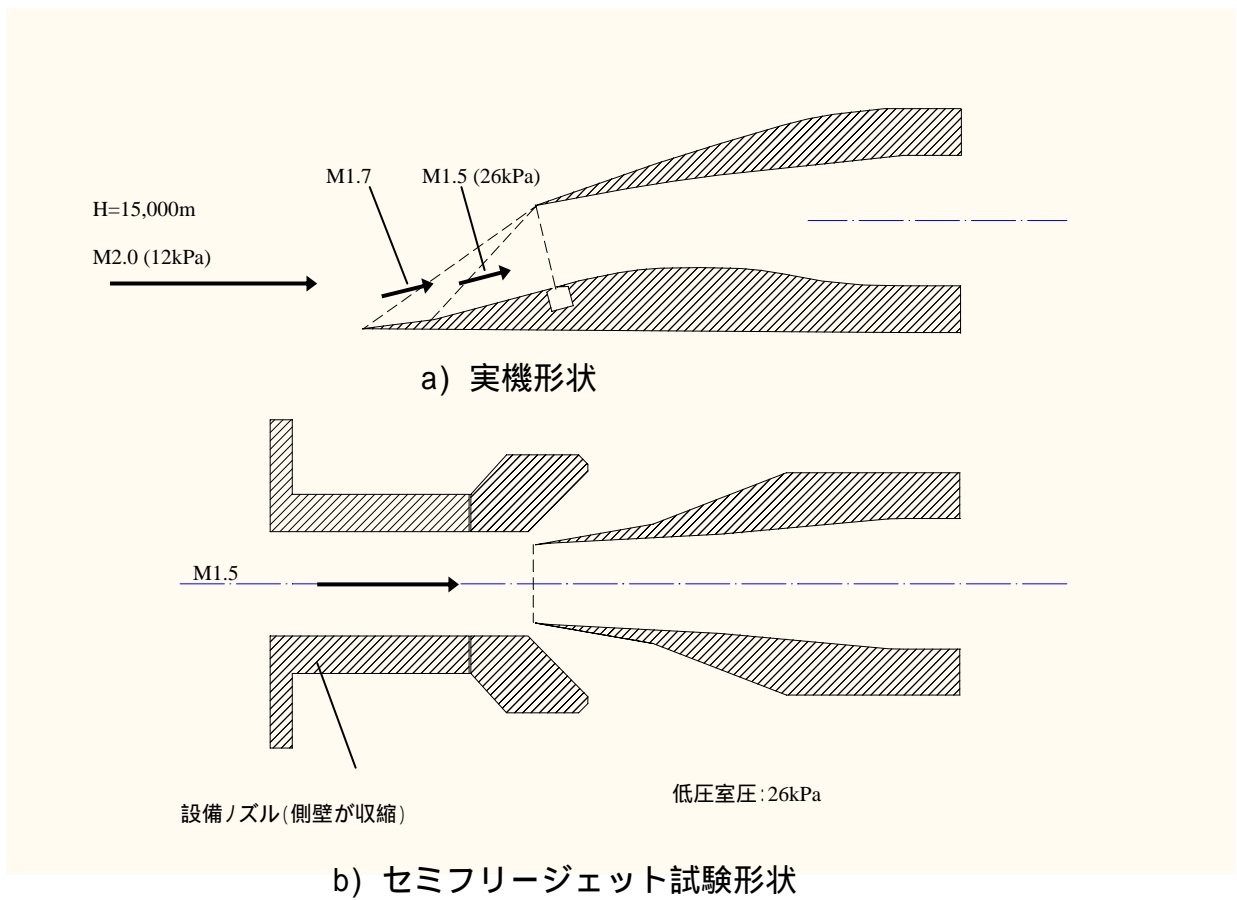


図3.1-2 インテーク形状の比較

### 3.1.3 計測方法

超音速エンジン試験においては熱サイクルを完全に模擬するために、実気流総温で試験を行う必要がある。今回の試験では気流の加熱は行わなかったが、表 3.1-1 の飛行条件を模擬するためには気流総温を 388K に加熱する必要がある。また、超音速エンジン試験において排気ディフューザが不始動を起こした場合、試験室内温度が急激に上昇することがある。

従来の圧電素子を用いた多点圧力計測システムでは温度ドリフトによる計測誤差が大きいので、圧力スキャナー周辺の温度環境が安定した計測直前に圧力較正をする必要があった。これを超音速エンジン試験に適用する場合、温度条件が変わるたびに圧力較正を行う必要が生じ、試験時間が著しく延長するとともに、非定常運転時の温度変化環境における測定ができないという問題があった。よって、本試験装置では Pressure Systems 社製・温度補償型多点圧力計測システム（図 3.1-3）を使用した。

上記システムの主要部は、温度補償型圧力スキャナー（ESP-64HD）、スキャナーデジタルインターフェース（SDI）、光ファイバーインターフェースユニット（FIU）からなる。ESP-64HD は計測点 64ch のスキャナーであり、同規格で 32ch と 16ch のスキャナーも選択できる。ESP-64HD には圧電素子周辺の温度計測機能が備わっており、従来の圧力信号と共に温度信号を出力する。これらの電気アナログ信号は SDI において光デジタル信号に変換され、直径 3mm 程度の光ファイバーにより FIU へ伝送される。光デジタル信号は FIU において電気デジタル信号に変換された後、システムプロセッサにおいて電圧と温度の多項式により実圧力が計算されホストコンピュータに渡される。

電圧と温度の多項式における係数の数は膨大なものとなるが、各々の圧電素子に固有のものであるため、ESP-64HD の内部に備えられたメモリーに記憶されている。計測開始時にはこの係数をシステムプロセッサに転送して使用する。最大 2048ch、50,000ch/s の計測速度である。測定精度は 0.03%FS、温度依存精度は 0.015%FS/ である。

図 3.1-4 に小型エンジン高空環境試験装置における温度補償型多点圧力計測システムの系統図を示す。圧力スキャナーとしては計測点 32ch、計測レンジ 100psid（差圧 0.71MPa）の ESP-32HD を 1 個、計測点 64ch、計測レンジ 15psid（差圧 0.11MPa）の ESP-64HD を 2 個使用した。圧力スキャナーには SDI に接続する出力信号線の他に、較正弁駆動ラインと較正圧ラインが接続されている。これらはシステムプロセッサにより制御され、自動的に圧力較正を行うことが出来る。システムプロセッサには較正元圧となる乾燥空気ボンベと真空ポンプが接続されている。システムプロセッサとホストコンピュータは GPIB 接続した。

表3.1-1 模擬試験条件

|      |     | 模擬飛行条件 | 2段ランプ条件 | 試験条件    |
|------|-----|--------|---------|---------|
| 飛行高度 | m   | 15000  | -       | -       |
| マッハ数 |     | 2.00   | 1.49    | 1.50    |
| 総圧   | kPa | 95.4   | 94.3    | 89.1    |
| 静圧   | kPa | 12.0   | 26.1    | 24.6 以下 |
| 総温   | K   | 388    | 388     | 288     |
| 静温   | K   | 215    | 269     | 199     |

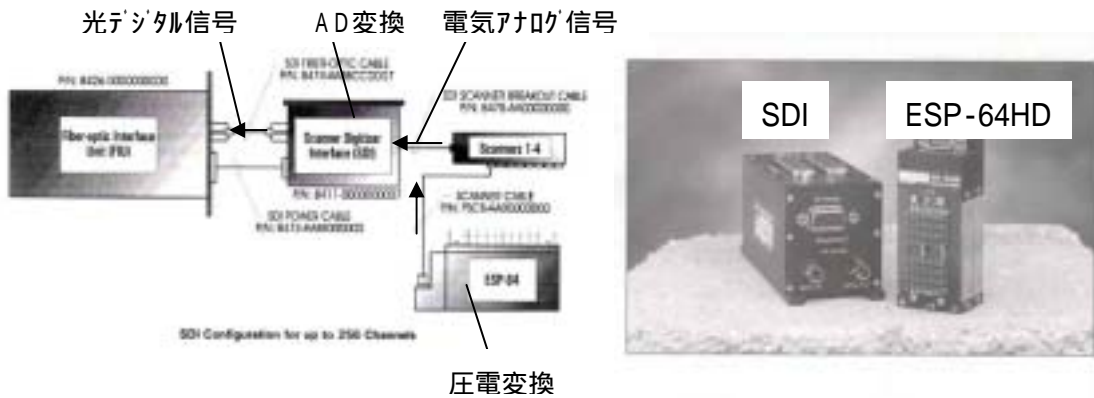


図3.1-3 温度補償型多点圧力計測システムの概要

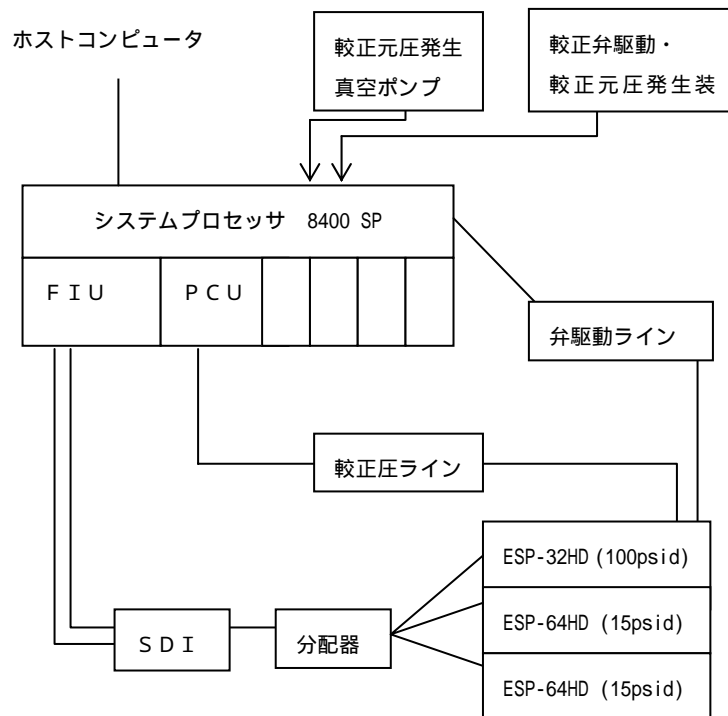


図3.1-4 温度補償型多点圧力計測システム系統図

図 3.1-5 に主な計測点を示す。試験装置に関しては、入口空気の総圧、総温、流量、設備ノズル壁面静圧、低圧試験室静圧、静温、排気ダクト内総圧分布、壁面温度分布を計測した。インテークに関しては、内壁面静圧分布、出口総圧分布、エンジン入口総圧分布を計測した。エンジンに関しては、回転数、燃料流量、圧縮機出口圧、排気温度を計測した。インテーク先端部については側壁に光学窓を設け、シュリーレン撮影による衝撃波の可視化を行った。

#### 3.1.4 試験方法

試験項目としては、インテーク流量を調節するフロープラグを用いたインテーク特性試験と、小型エンジンを用いたインテーク・エンジン結合試験を行った。

インテーク・エンジン結合試験においては、地上静止試験と飛行マッハ数 2.0、高度 15,000m を模擬したセミフリージェット試験を行った。セミフリージェット試験において実際に供給する空気の圧力と速度は前述のようにインテークの外部圧縮を経た後の状態に設定した。小型エンジンの高温環境下での作動が保証されていないため、空気の温度は常温とした。

図 3.1-6 に試験セットアップを示す。地上静止試験においては、超音速で設計されたインテーク入口面積では流入空気の圧力損失が大きいため、バイパスドアを全開して補助空気取入ドアとして使用した。エンジン回転数 29% (アイドル) から 100% (最高) の範囲で計測を行った。模擬エンジンとしては、Advanced Micro Turbine 社の小型ターボジェットエンジン Olympus を用いた。このエンジンの最高回転数は 108,000rpm、セットアップ状態での地上静止最大推力は 130N であった。

セミフリージェット試験においては、飛行マッハ数 2.0、高度 15,000m を模擬した条件において試験を行った。図 3.1-7 に試験シーケンスを示す。常圧環境において地上静止試験と同様にエンジンを始動させ、回転数 56%程度で燃料流量を保持した後、空気エジェクターを作動させて低圧試験室を減圧した。減圧によりタービン膨張比が上昇するため、回転数は 86%程度に上昇して安定する。試験条件の空気総圧に対応した設備ノズルの設計出口静圧は 24.6kPa であるため、低圧試験室の圧力を 24.6kPa 以下に保持し、エンジン回転数 74%から 100%の範囲で試験を行った。低圧試験室の圧力が 24.6kPa 付近におけるウィンドミル回転数は 59%であった。低圧試験室の圧力が変動しているのは、エンジン回転数の変化によりエンジン排気のエジェクター効果が変化しているためである。

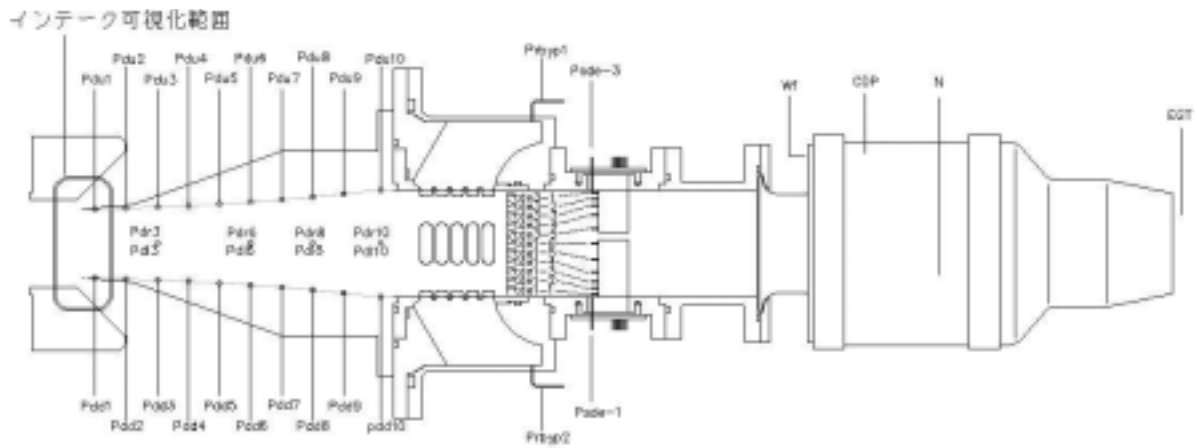


図3.1-5 セミフリーズジェット模型の計測点

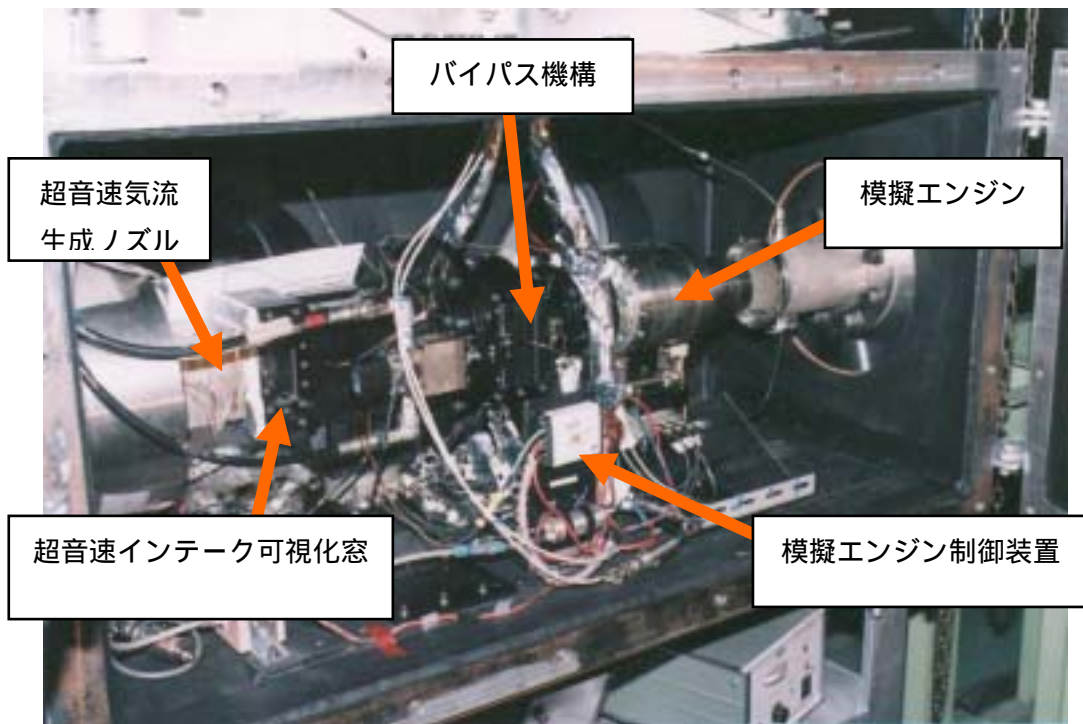
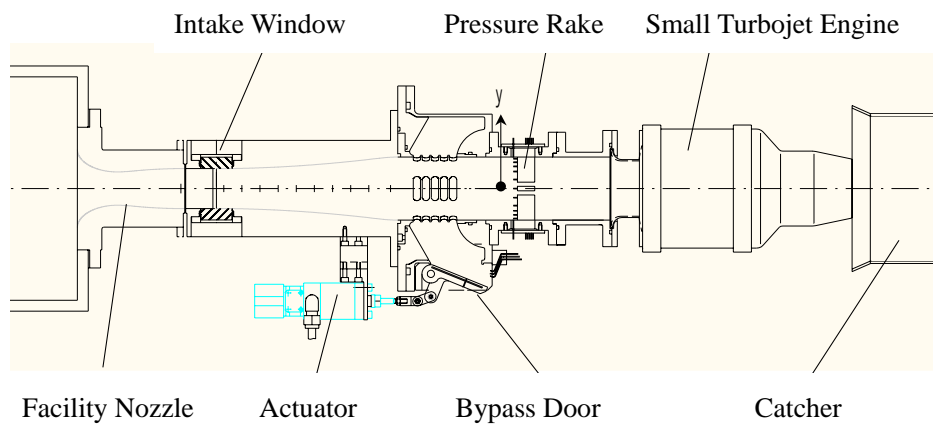


図3.1-6 セミフリーズジェット試験セットアップ

### 3.1.5 インテーク特性

図 3.1-8 にインテーク特性試験で得られたインテーク特性（総圧回復率、ディストーション指数）を示す。総圧回復率は亜臨界状態で最大 90%程度で、設計値とほぼ一致した。ディストーション指数は超臨界の時に大きくなり、最大 15%程度であった。エンジン試験においてはあまり超臨界側にならないように制限し、ディストーション指数 10%程度以下で試験を行った。

### 3.1.6 インテーク・エンジン結合特性

飛行マッハ数 2.0，高度 15,000m を設計点としたインテーク・エンジン結合模型を用いて、模擬超音速気流中における流量整合試験を行った。図 3.1-9 にインテーク先端部のシュリーレン像を示す。a)の亜臨界状態では、垂直衝撃波がインテーク先端から離脱し、インテークの上下に溢れ流が来ている。b)の臨界状態では垂直衝撃波がインテーク先端に形成され、設計通りの流れ場が再現されている。c)の超臨界状態ではインテーク内部に斜め衝撃波が形成され、垂直衝撃波がインテーク内部に形成されている。この状態では、垂直衝撃波により境界層の成長が促進されている様子も観察された。

図 3.1-10 に亜音速ディフューザにおける流れ方向の壁面静圧分布、図 3.1-11 にエンジン入口総圧分布（横方向）を示す。回転数 100%の設計点（A）と、回転数 86%の部分負荷点においてバイパス機構を作動させた場合（B～D）の壁面静圧分布を示した。設計点 A ではインテークは臨界状態となった。部分負荷点でバイパスを全閉した B においては、インテークは亜臨界状態となり、インテーク特性に応じて全般的に高い圧力を示した。バイパスを制御してインテークを臨界状態にした C では A とほぼ同じ圧力分布となった。C よりもバイパス開度を上げて超臨界状態にした D では、亜音速ディフューザ内部で垂直衝撃波により圧力が急上昇しており、エンジン入口総圧分布の分散が大きくなっている。また、強い垂直衝撃波を生じるため、全般的に低い圧力を示した。

図 3.1-12 に臨界状態における回転数と流量，バイパス率の関係を示す。供給空気流量は 0.4kg/s 程度で一定であるが、エンジン流量（エンジン入口総圧分布から算出）はエンジン回転数に応じて変化している。バイパス機構を制御してバイパス率を変化させることにより、インテーク流量は設計点付近（臨界状態）に維持することができた。流量バランスより、矩形形状のバイパス出口の流量係数は 0.5 程度と推察された。

図 3.1-13 にエンジン回転数と推力の関係を示す。推力は、インテーク、エンジン双方で測定した 3 分力のうち、推力方向の力を加算して求めた。セミフリージェット試験においては、模型外部に排出された気流の抵抗が大きいため負推力（抵抗）となった。特に部分負荷でバイパスを全閉にした b 点では、亜臨界状態のインテークからの溢れ流量が多くなり、抵抗が過大となった。ここでバイパスを制御しインテークを臨界状態にした c 点では抵抗が大きく低減した。



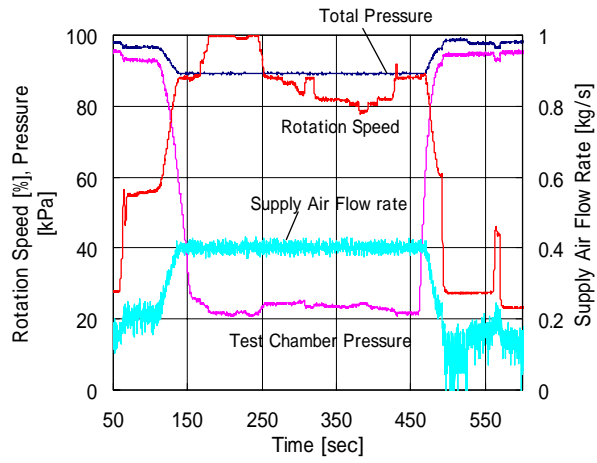


図3.1-7 試験シーケンス

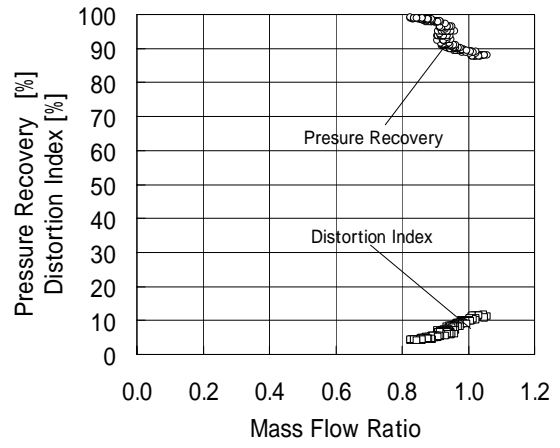


図3.1-8 インテーク特性

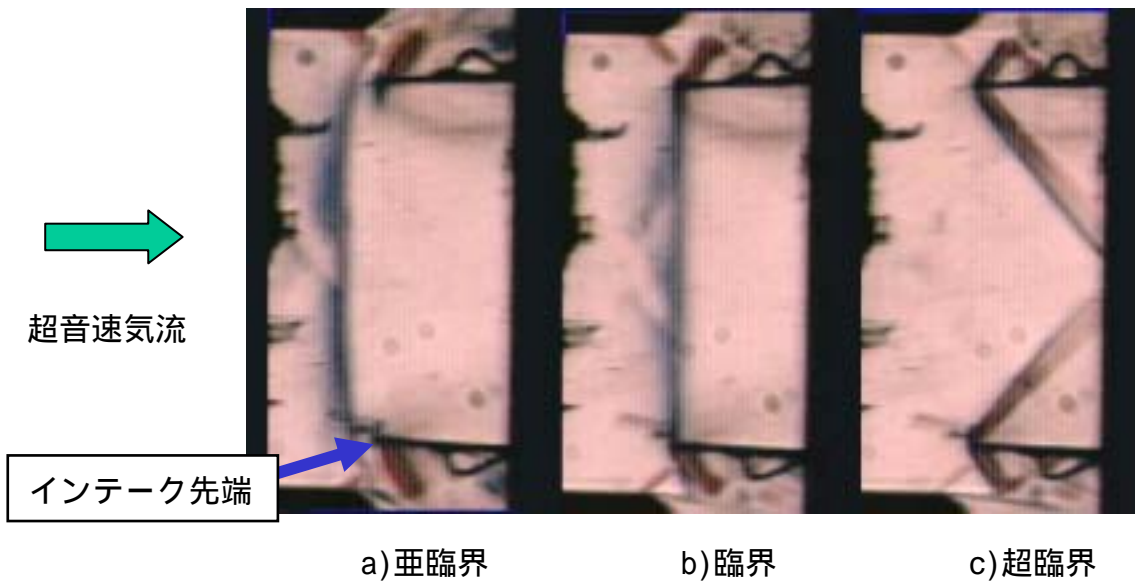


図3.1-9 インテーク先端部シュリーレン像

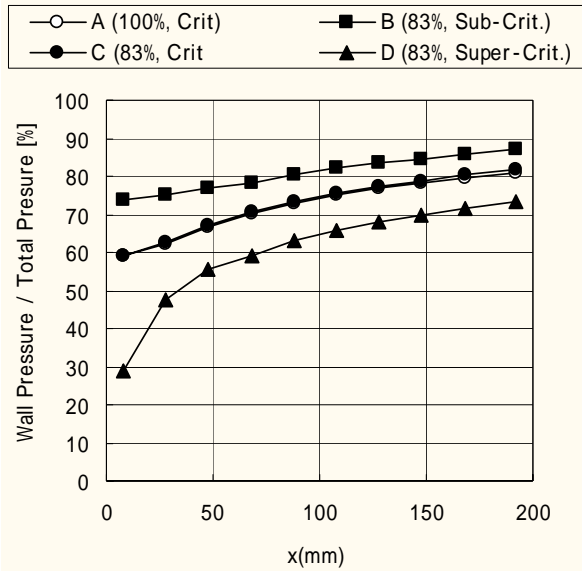


図3.1-10 亜音速ディフューザ壁面静圧分布

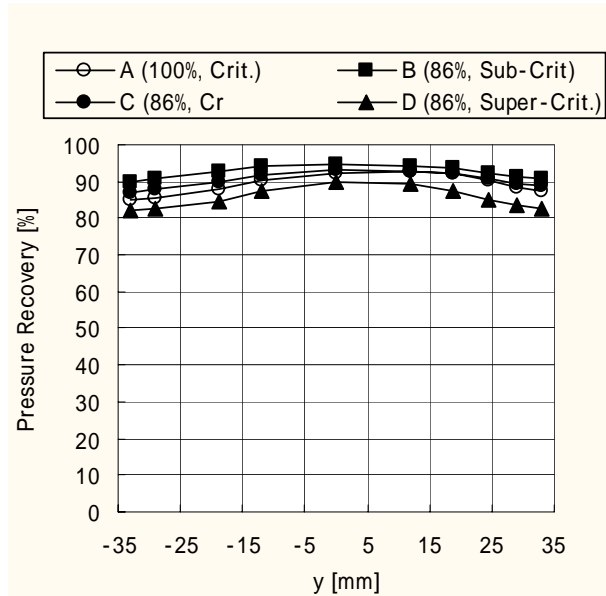


図3.1-11 エンジン入口総圧分布

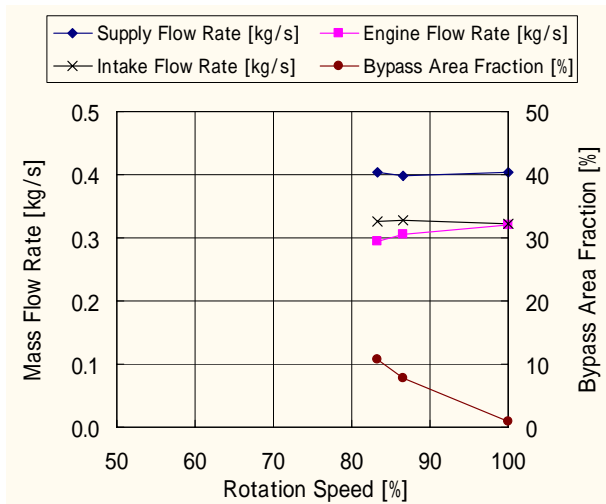


図3.1-12 エンジン回転数と流量の関係

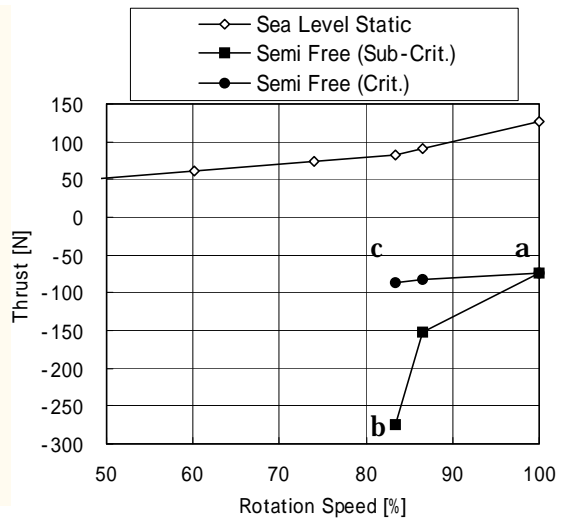


図3.1-13 エンジン回転数と推力の関係

### 3.1.7 超音速インテーク特性取得試験の結果

エンジン性能解析に用いる超音速インテークの性能を確認するために、超音速インテーク模型と小型ジェットエンジンを用いて超音速インテーク特性取得試験を行った。その結果として、以下の結論が得られた。

- ・ インテーク前面の約 1.25 倍の範囲に超音速気流を供給することで超音速飛行時と同等のインテーク流れ場を再現でき、エンジン全体の性能を評価することができた。
- ・ 超音速インテークとエンジンの流量が一致しないときに起こる不始動現象を、流れの可視化と圧力分布および推力の測定結果から解明できた。
- ・ 超音速インテークが不始動になると有効推力が著しく低下することが確認された。
- ・ バイパス機構によって超音速インテークとエンジンの流量の不整合分を調節することにより、非設計点における有効推力を高く維持できることが確認された。

### 3.2 予冷熱交換器の特性

予冷サイクルエンジンにおいては、熱交換器の質量の低減が重要な技術課題となっている。そこで、軽量の予冷熱交換器を設計するために、フィン付のシェル・アンド・チューブ熱交換器に着目し、要素特性取得試験を行った。試験においては、設計計算で予測した熱交換性能と圧力損失を実験で定量的に検証することを目的とした。また、流れ場の把握のために、シュリーレン法による流れの可視化と汎用熱流体解析プログラムによる数値解析を行った。

#### 3.2.1 予冷熱交換器の設計計算

予冷サイクルエンジンに用いる液体水素と空気の熱交換器においては、体積流量が小さく、圧力の高い液体水素をチューブ側とするのが妥当な設計である。この場合、チューブ側は液体であるため、熱伝達率が高く、大きな伝熱面積を必要としない。チューブ側の熱伝達率は文献[16]の方法で推算した。

一方、気体で流入する空気はシェル側を通すことになるが、こちらは熱伝達率が低く、大きな伝熱面積と流速を必要とする。また、エンジンの主流空気を扱う場合、圧力損失が推力に与える影響が大きいため、圧力損失を極力小さくする必要があり、流速をあまり大きく設定することができない。流速を大きくせず十分な伝熱面積を稼ぐためには、薄肉で熱伝導の良いフィンを装着することが有効である。以下、フィンを取り付けた場合のシェル側の伝熱計算手法をまとめる。

#### a. 熱伝達率

理想直管群の場合、次式が成り立つ。

$$j_H \epsilon^{pb} = cf(\text{Re}) \quad (3.2.1)$$

ボイド率は、管群を一種の充填物とみなし、管群の配列によって決まる値である。

一方、フィン付き管熱交換器の場合は、ストレートフィンコアについての実測値から、

$$j_H = 0.195 \text{Re}_d^{-0.35} \quad (3.2.2)$$

という関係が成り立つことが知られている。

スタントン数は式(3.2.1)または(3.3.2)から求まる  $j$  ファクタより決まり、次式で与えられる。

$$St_0 = j_H \text{Pr}_0^{-\frac{2}{3}} \quad (3.2.3)$$

以上から、シェル側の熱伝達率は次式により求められる。

$$h_0 = \frac{C_{p0} \dot{m}_0 St_0}{A_{s0}} \quad (3.2.4)$$

## b. 熱通過率と交換熱量

熱通過率  $K_0$  は、直列につながる壁の熱抵抗，両流体の熱抵抗および管内外面の汚れによる熱抵抗を加算した値である．平滑な円管の場合，次式で表わされる．

$$\frac{1}{K_0} = \frac{d_0}{d_i h_i} + \frac{r_{fi} d_0}{d_i} + \frac{d_0}{2\lambda} \ln \frac{d_0}{d_i} + r_{fo} + \frac{1}{h_0} \quad (3.2.5)$$

一方，フィン付き管熱交換器の場合は次式で求めることができる．

$$\frac{1}{A_0 K_0} = \frac{1}{h_0 (A_{w0} + \phi_{f0} A_{f0})} + \frac{1}{h_i A_{wi}} \quad (3.2.6)$$

ここで，プレートフィン形熱交換器のフィン効率  $\phi_{f0}$  はフィン形状ならびに構造（構造係数）によって決まり，以下の式によって表される．

$$\phi_{f0} = \frac{\tanh L_f \sqrt{Z \frac{2h_{f0}}{\lambda_f \delta_f}}}{L_f \sqrt{Z \frac{2h_{f0}}{\lambda_f \delta_f}}} \quad (3.2.7)$$

$$Z = \frac{S_T S_L / 4 - \pi d_0^2 / 16}{\pi d_0 L_f / 4} \quad (3.2.8)$$

蒸発や凝縮のような相変化を伴わない場合，熱は管壁を通して定常的に交換され，交換熱量は以下のように表される．

ここで， $A_0$  は伝熱面積， $T_{lm}$  は対数平均温度差である．

$$Q = K_0 A_0 \Delta T_{lm} \quad (3.2.9)$$

## c. 圧力損失

理想直交管群の流動抵抗(3.2.10)とフィン付き管熱交換器(3.2.11)の流動抵抗は次式で求めることができる．

$$\Delta P_b = 18.8 \text{Re}_{d_{e0}}^{-0.2} \frac{1}{2g\rho_0} \left( \frac{m_0}{A_{s0}} \right)^2 \frac{N_c S_L}{d_{e0}} \left( \frac{S_L}{S_T} \right)^{0.6} \left( \frac{d_{e0}}{S_T} \right)^{0.4} \quad (3.2.10)$$

$$\Delta P_0 = \Delta P_b + f \left( \frac{\rho_0 U_0^2}{2} \right) \left( \frac{A_{f0}}{A_{s0}} \right) \quad (3.2.11)$$

ここで、抵抗係数  $f$  は、次式により与えられる。

$$f = 1.70 \text{Re}_d^{-0.5} \quad (3.2.12)$$

### 3.2.2 計算条件

予冷熱交換器の形状に依存する性能を評価するために、熱交換器の性能計算を行った。計算には 3.2.1 項の諸式を、各物性値は文献[14,15]の値を用いた。熱交換器の形状はシェル・アンド・チューブ型とした。シェル側（管群）に空気、チューブ側（管内）に液体窒素を流した場合の計算を行った。シェル部の断面形状は 80mm × 80mm の矩形で、チューブは外形 4mm、内径 3mm の銅チューブ 8 本とし、各々のチューブが 8 回露出するつづらおり式である。また、伝熱面積を拡げて交換熱量を増加させるためにプレートフィンを設定した場合の計算を行い、フィン間隔を変えたときの熱交換器性能の比較・評価を行った。フィンの厚さは 0.15mm、材質はアルミとした。

### 3.2.3 計算結果

図 3.2-1 にフィン間隔の影響による空気温度降下 ( $\Delta T$ ), 単位質量あたりの空気温度降下 ( $\Delta T/W$ ), 単位圧力損失あたりの空気温度降下 ( $\Delta T/P$ ) の計算結果を示す。このときの空気流量は 0.16kg/s (流速 10m/s), 液体窒素流量は 0.1kg/s である。なお, フィン間隔 80mm の条件はフィンなしの計算結果に相当する。フィン間隔を狭くすると, フィン枚数が増え, 伝熱面積が大きくなるので温度降下は増加するが, 一方で圧力損失, 熱交換器質量が増大する。図 3.2-1 から  $\Delta T/P$ ,  $\Delta T/W$  は極大値を持つことがわかる。本計算条件ではこの極大値付近が熱交換器の最適形状であると考えられる。

図 3.2-2 は, 図 3.2-1 の結果から最適と考えられるフィン間隔 5mm, そして参考のため 2mm 及びフィンなしの 3 ケースを選び, 熱交換器の性能をあらわす諸量を計算した結果である。a) 空気温度降下 ( $\Delta T$ ) はフィンを付けることで増加するが, b) 圧力損失 ( $P$ ) は大きくなる。c) 熱伝達率はフィンを付けることで若干上昇する。d) 交換熱量 ( $Q$ ) はフィンを付けることで増加し, 最も伝熱面積の大きいフィン間隔 2mm で最大となる。一方, 図 3.2-3 a) 単位圧力損失あたりの交換熱量 ( $Q/P$ ) 及び図 3.2-3 b) 単位質量あたりの交換熱量 ( $Q/W$ ) は, フィン間隔 5mm で最大値を示す。よって, 上記条件においては, フィン間隔 5mm 程度が熱交換器として最適であることがわかる。

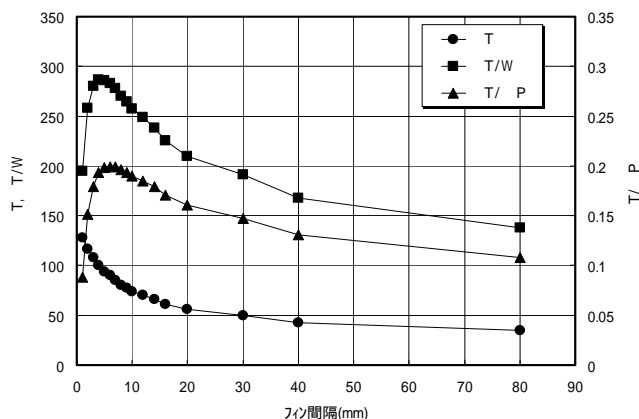


図3.2-1 フィン間隔と温度降下の関係

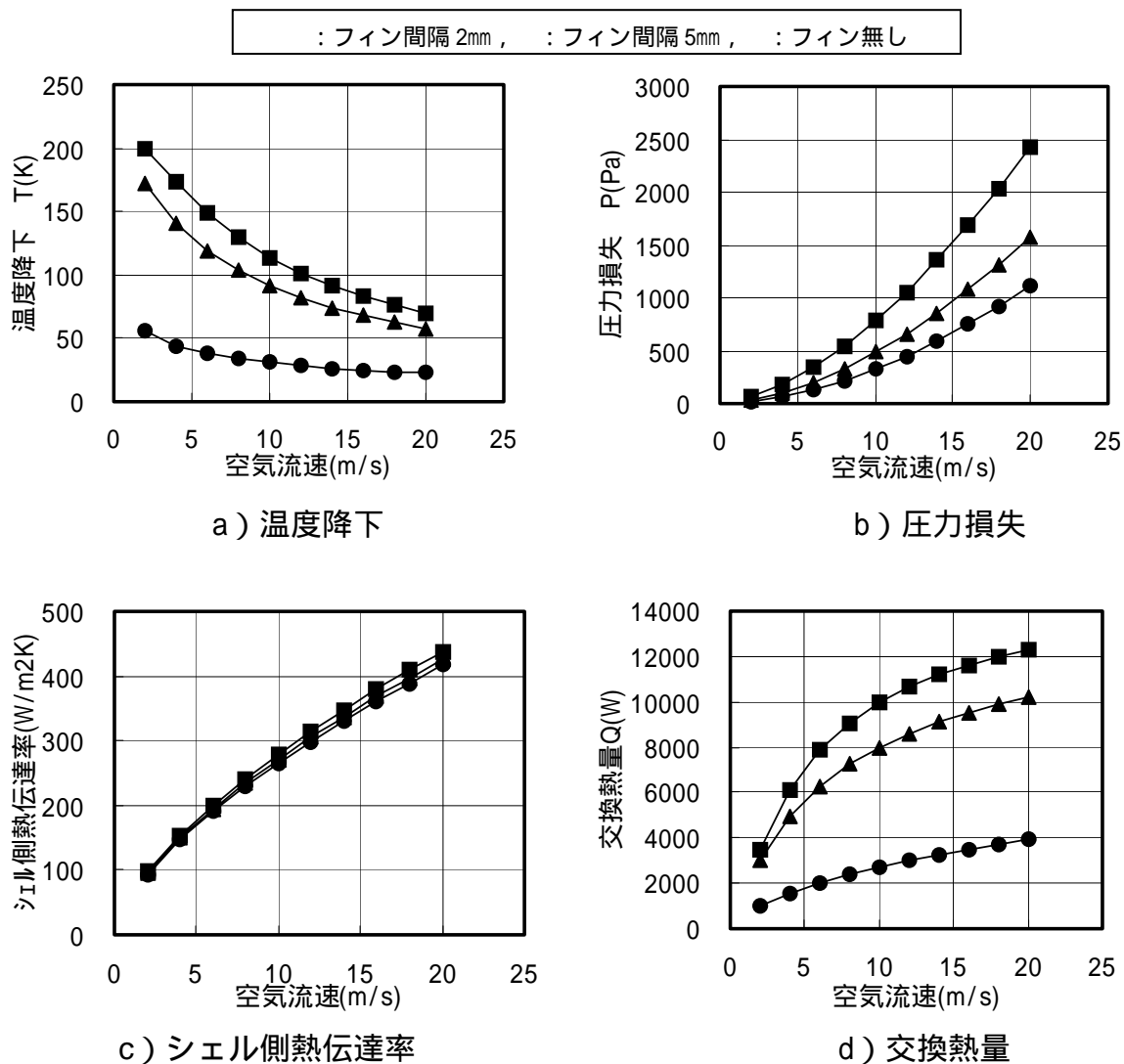
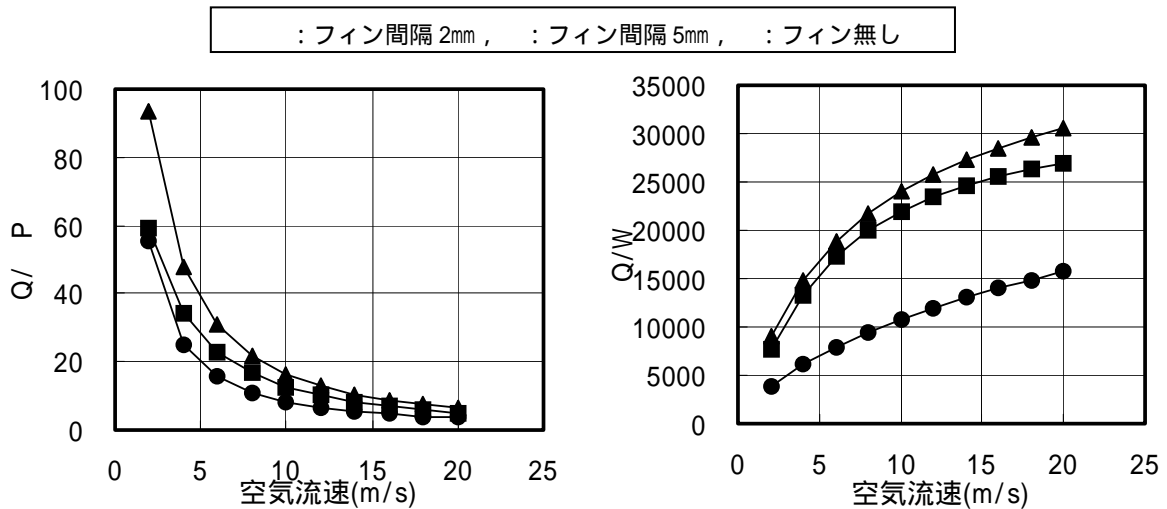


図3.2-2 フィン付き熱交換器の性能比較





a) 単位圧力損失あたりの交換熱量

b) 単位重量あたりの交換熱量

図3.2-3 フィン付き熱交換器の性能比較

### 3.2.4 試験装置及び試験方法

3.2.3 の設計計算結果の妥当性を確認するために、同じ条件で試験を行った。

図 3.2-4 に試験装置の概要を示す。空気は空気タンクに充填された乾燥空気から供給される。また、流量は流量調整弁によって制御され、流量計測用のオリフィス及び整流筒を通過した後、試験部へ導かれる。本試験では、冷却剤として液体窒素を用いた。液体窒素はタンクの加圧により供給され、熱交換器で空気と熱交換された後、排気される。

図 3.2-5 に試験部の概要、図 3.2-6 に予冷熱交換器の詳細を示す。予冷熱交換器はフィン付きチューブを用いたシェル・アンド・チューブ型とし、性能計算により最適と考えられたフィン間隔 5mm、さらに 2mm 及びフィンなしの 3 種類を用意した。シェル側(管群)に空気、チューブ側(管内)に液化窒素を供給した。シェル部は 80mm×80mm の矩形とし、製作治具の都合により外形 8.04mm、内径 7.34mm の銅チューブ 3 本を 25.4mm 間隔で配置し、流路には 1 回だけ露出することとした。また、フィンの厚さは 0.15mm、材質はアルミとした。

計測は、整流筒、熱交換器入口・出口、流路出口、冷却剤入口・出口の圧力・温度を計測した。空気流量はオリフィス、窒素流量は窒素排気部に設けたバルブ前後の圧力・温度を測ることにより算出した。また、シュリーレン法による流れ場の可視化を行った。

図 3.2-7 に試験セットアップを示す。

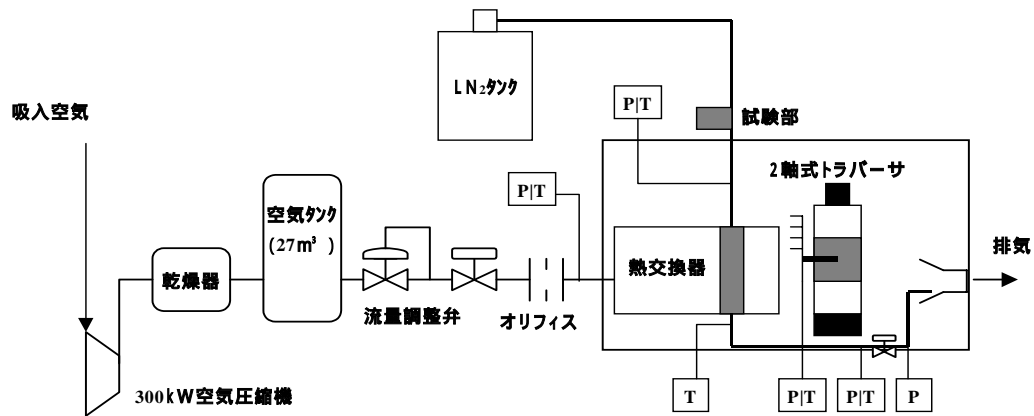


図3.2-4 試験装置の概要

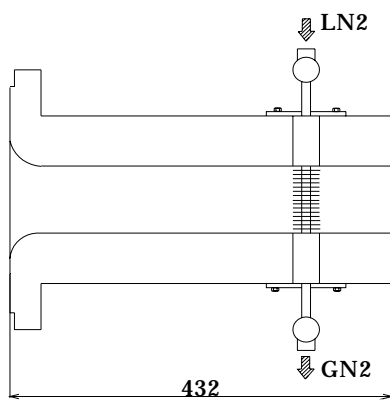


図3.2-5 試験部の概要

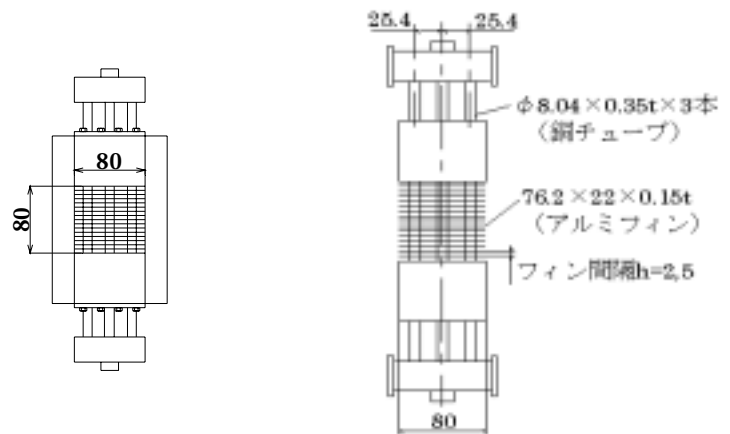


図3.2-6 予冷熱交換器の詳細

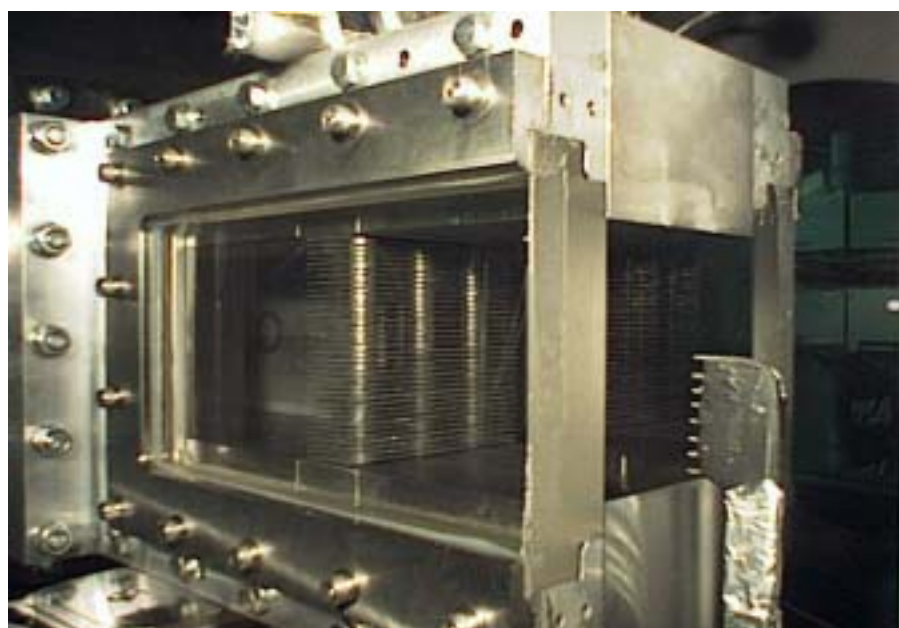


図3.2-7 予冷熱交換器試験セットアップ

### 3.2.5 数値解析方法

流れ場の評価のため、汎用熱流体解析コードを用いた数値解析も行った。数値解析においては、3次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を基礎方程式とし、差分スキームには風上差分を用いた。解析アルゴリズムは有限体積法 SIMPISO アルゴリズムによる定常計算を行い、乱流モデルには k- $\epsilon$  モデルを使用した。計算格子には、非構造格子を用い、要素数はフィンなし、フィン 5mm、2mm でそれぞれ 5752、97068、74053 である。ただし、チューブ内壁温度を一定とした。

### 3.2.6 温度降下と圧力損失の結果比較

図 3.2-8 及び図 3.2-9 に温度降下と圧力損失の設計計算、試験結果、および数値解析の結果を示す。設計計算、試験結果、数値解析ともに流速が遅くなると温度降下が増加するという傾向を示している。一方、試験結果は小さな値となっている。これは、今回の試験では設定温度降下の絶対値が小さかったのに対し、熱電対の線種の選択が不適切であったためと考えられる。液化窒素側の温度上昇は、設計計算結果に近いものとなっていたため、交換熱量も設計に近いものであったと推測される。一方、圧力損失の試験結果は理論計算、数値解析よりも大きくなっている。これに関しては、流れ場の詳細な検討が必要である。

### 3.2.7 流れ場の比較

図 3.2-10 にシュリーレン法による可視化結果と数値解析結果の比較を示す。シュリーレン法のスリット配置は横方向で、下方向の密度勾配が黒く出ている。この密度勾配は主に熱交換器周辺の温度分布から生じていると考えられる。条件は、空気流量 0.16kg/s (流速 20m/s)、窒素流量 0.1kg/s である。

数値解析結果における、下方向に密度勾配が大きい部分と、シュリーレン写真の黒い部分は一致している。

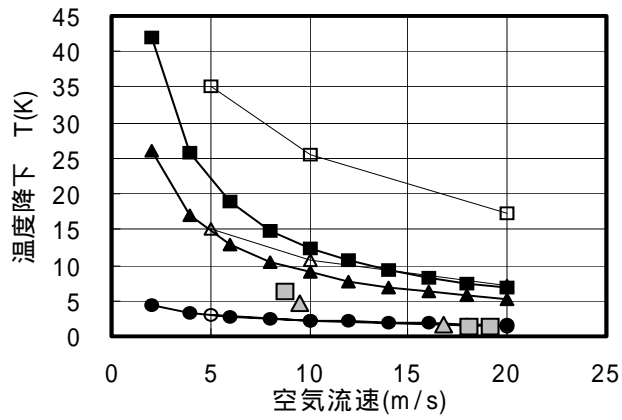


図3.2-8 空気流速と温度降下の関係

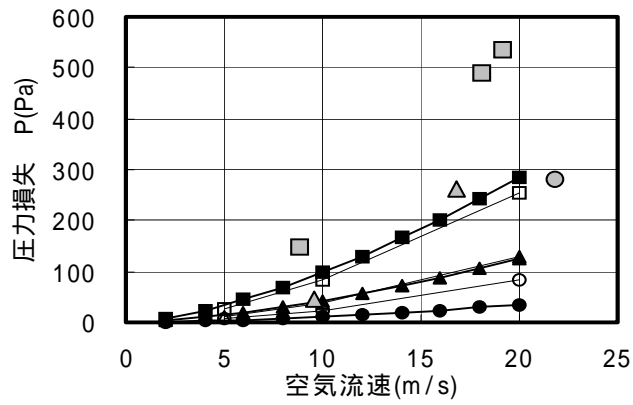
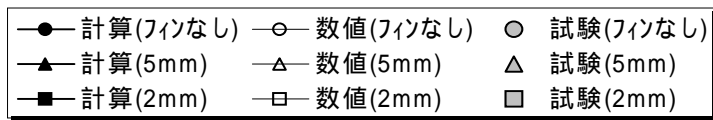


図3.2-9 空気流速と圧力損失の関係



図3.2-10 密度分布 (シュリーレンによる可視化結果と数値解析結果)

### 3.2.8 予冷熱交換器特性取得試験の結果

エンジン性能解析に用いる予冷熱交換器性能と質量推算に用いる予冷熱交換器の質量を確認するため、フィンを装着することで質量、圧力損失の増加を抑制し交換熱量を増大させた予冷熱交換器の設計・試作を行い、予冷熱交換器特性取得試験を行った。その結果として、以下の結論が得られた。

- ・ 単位質量あたりの空気温度降下と単位圧力損失あたりの空気温度降下には最適値があり、本節の設計条件では 5mm 程度の間隔が最適であることが判った。
- ・ 設計計算と同じ条件における試験結果から、設計値と同等の熱交換が、同程度の圧力損失で実現できていることが確認された。
- ・ シュリーレン撮影による流れ場の様子と数値解析結果として得られた密度分布の傾向は一致した。

### 3.3 超音速エンジンの特性

2章において、予冷サイクルエンジンはマッハ0~6で作動できることが予測された。このうち、コアエンジン部分には予冷器で冷却された空気が供給されており、無冷却サイクルエンジンにおいて、マッハ0~3に相当する温度環境であることがわかっている。従って、性能解析プログラムのコアエンジン部分については、無冷却サイクルエンジンの試験結果と比較することにより検証することができる。そこで、マッハ0~2で作動する超音速エンジンを用いて特性取得試験を行い、4章で詳述する性能解析プログラムを用いて解析した結果との比較を行うことで、同プログラムの妥当性の確認を行った。

#### 3.3.1 超音速エンジン試験施設

航空宇宙技術研究所において小型超音速実験機(図3.3-1)に用いる超音速エンジンであるYJ69-T-406エンジン(図3.3-2)の性能評価試験を行うことを目的として、超音速エンジン試験施設(図3.3-3)が建設された。この施設は超音速飛行時と同等の超音速気流を生成してインテーク(空気取入口)を含むエンジン全体の性能試験を行うためのもので、1ton級のジェットエンジンの高空性能試験を行うことができる。この施設には、ジェットエンジンが吸込む大量の超音速気流を連続供給するとともに、高空における低圧環境を模擬するための大型の給排気装置が必要になる。この装置を最小限にするために、3.1の試験結果を基にして、インテークの前面より少しだけ大きい範囲に超音速気流を供給するセミフリージェット方式で試験を行えるように、設備を設計した。

供給空気としては大気吸入による常圧空気を使用する。また温度は、マッハ0~2の飛行条件を模擬するために、電気式空気加熱器により常温から120の範囲で設定できるように設計されている。大気から吸入された空気はVコーン流量計を介して低圧試験室に供給される。供給された空気のほとんどはエンジンの作動に使用されて排気される。低圧試験室は下流に設置された排風機と圧力調整弁により設定した圧力に維持することができる。



図3.3-1 小型超音速実験機概念図

**PERFORMANCE & SPECIFICATIONS**

---

**Maximum Rating at SLS Standard Day Conditions**

|                           |  |
|---------------------------|--|
| Thrust                    | 1920 lb (854 daN)                        |
| Engine Speed              | 22,150 rpm                               |
| Specific Fuel Consumption | 1.11 lb/hr/lb thrust<br>(1.13 Kg/hr/daN) |
| Airflow                   | 30.5 lb/sec (13.83 Kg/sec)               |
| Exhaust Gas Temperature   | 1400°F (1032.3°K)                        |

---

**Normal Rating at SLS**

|                           |  |
|---------------------------|--|
| Thrust                    | 1719 lb (765 daN)                        |
| Engine Speed              | 21,450 rpm                               |
| Specific Fuel Consumption | 1.10 lb/hr/lb thrust<br>(1.12 Kg/hr/daN) |
| Airflow                   | 29.2 lb/sec (13.25 Kg/sec)               |
| Exhaust Gas Temperature   | 1310°F (982.4°K)                         |

---

**Dry Weight**

|   |                   |
|---|-------------------|
| Includes Fuel & Ignition Systems & Thermocouple Harness | 360 lb (163.3 Kg) |
|---|-------------------|

**TELEDYNE CAE**  
Turbine Engines

**YJ69-T-406**  
**Turbojet**  
**Engine**



図3.3-2 超音速エンジン（YJ69）の概要



図3.3-3 超音速エンジン試験施設



図3.3-4 超音速エンジン試験セットアップ



### 3.3.2 試験セットアップと計測項目

図 3.3-4 に試験セットアップを示す。エンジンとしては、Teledyne CAE 社のターボジェットエンジン YJ69 を用いた。このエンジンの最高回転数は 22,000rpm、セットアップ状態での地上静止最大推力は約 9000N であった。

試験装置に関しては、入口空気の総圧、総温、流量、設備ノズル壁面静圧、低圧試験室静圧、静温、排気ダクト内総圧分布、壁面温度分布を計測した。インテークに関しては、内壁面静圧分布、出口総圧分布、エンジン入口総圧分布を計測した。エンジンに関しては、回転数、燃料流量、圧縮機出口圧、排気温度を計測した。

### 3.3.3 試験方法

超音速飛行状態におけるインテーク出口気流を模擬したエンジン直結試験を行った。

地上静止試験と飛行マッハ数 2.0、高度 15,000m までを模擬した。常圧環境において地上静止試験と同様にエンジンを始動させ、回転数 80% で保持した後、圧力調整弁を動作させて低圧試験室を減圧した。低圧試験室の圧力・温度を設定値に保持し、機械回転数 80% から 100% の範囲で試験を行った。

### 3.3.4 試験結果

図 3.3-4 ~ 図 3.3-7 に高空性能試験結果を示す。それぞれ、a) は高度とマッハ数の関係、b) は空気流量、燃料流量と修正回転数の関係、c) は推力、エンジン出口温度と修正回転数の関係である。

a) のグラフにおいて、エンジンは左下の低速・低高度に相当する条件で始動されている。その後、設備の排風機によって試験室が徐々に減圧されるとともに、空気加熱器で温度が上昇して、右上の設定高度、設定マッハ数環境に達している。b) と c) のグラフにおいて、修正回転数 0.8 付近で空気流量、燃料流量、推力、エンジン出口温度の全てが、不連続に変化しているのは、設備の圧力・温度条件がここで変わっているためである。特に、図 3.3-7 のマッハ 2.0 条件においては、エンジン入口温度を 117 °C まで加熱するため、低空条件から高空条件に変化させるときに、修正回転数も大きく低下している。

全般的に、マッハ数と高度の上昇に応じて入口圧が低下するために、空気流量と燃料流量が低下している。また、マッハ数の上昇に応じてエンジン入口温度が上がり、圧縮に要する動力が増えるため、エンジン出口温度は上昇する傾向にある。直結試験において、排気ノズルとしては縮小ノズル（絞りノズル）を用いているため、ノズル出口面積より圧縮機入口面積の方が大きく、その差分のドーナツ状の部分に、「圧縮機入口圧力 - 低圧室圧力」分の抗力が作用する。マッハ 2.0 条件ではこの抗力が顕著になり、負の推力が計測された。

### 3.3.5 エンジン性能解析との比較検討

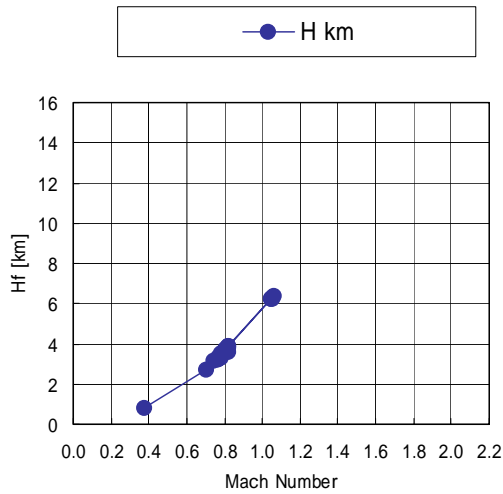
図 3.3-8 ~ 図 3.3-11 は YJ-69 エンジンの高空性能試験結果と性能解析結果の比較である。性能解析プログラムの詳細は後述の 4 章に示す。高空性能試験においては、超音速エンジンで通常使用する縮小拡大ノズル (C D ノズル) は使用していないため、圧縮機入口面積とノズル出口面積の差分の部分に、エンジン入口圧力と低圧室圧力の差によって発生する抗力が作用している。性能解析においては、この部分も解析し、試験条件に合わせた推力を算出した。

エンジン製作メーカーからは圧縮機マップおよびタービンマップが開示されていないため、性能解析においては、エンジン試験で得られたデータを用いて、諸効率の調整を行った。圧縮機性能マップは、地上静止試験において計測された作動線上の修正回転数と空気流量から作成した。圧縮機効率、機械効率、およびタービン効率は、マッハ 1.0 条件からマッハ 2.0 条件において、性能解析結果が試験結果と一致するように調整した。図に示してある性能解析結果は、圧縮機効率 70%、機械効率 97%、燃焼効率 98%、燃焼器圧力損失 5%、タービン効率 85%としたときのものである。

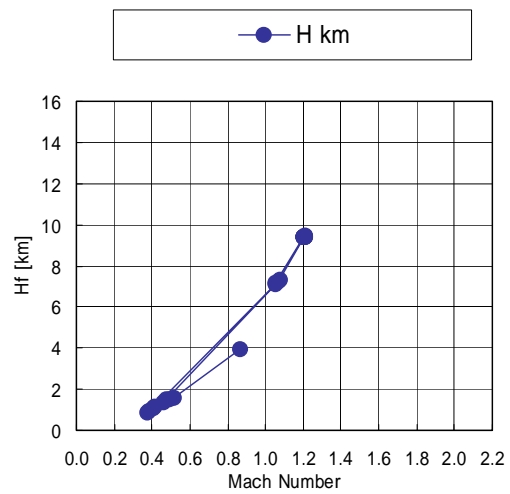
図 3.3-8 において、修正回転数と空気流量の関係は、入口空気の状態が地上静止条件に近いと、良く一致している。エンジン出口温度は試験結果に合わせてある。このときの燃料流量は解析結果より試験結果の方がわずかに大きい。YJ-69 は回転軸から遠心力で燃料を噴射する方式を採用しているため、燃焼効率が 98%よりわずかに低くなっていると考えられる。推力に関しては、解析結果と試験結果で、比較的よく一致している。

図 3.3-9 ~ 図 3.3-11 は、マッハ 1.2 ~ 2.0 の解析結果と試験結果の比較である。空気流量については、マッハ数が上昇するにつれて、修正回転数が低い領域で解析結果より試験結果が大きくなる傾向にある。この原因としては、圧縮機マップを地上静止状態の作動線上で作成しているため、高空条件で作動線がずれていることが考えられる。一方、燃料流量については、マッハ数が上昇するにつれて、修正回転数が高い領域で解析結果より試験結果が大きくなる傾向がある。この原因としては、遠心式燃料噴射の特性として、高空条件で燃料流量が多いときに燃料の微粒化が十分でない可能性が考えられる。エンジン出口温度については、試験条件に合わせて解析しているため、一致している。推力については、マッハ 1.2 と 1.5 で試験結果が解析結果より大きくなっているが、マッハ 2.0 条件では、比較的よく一致している。

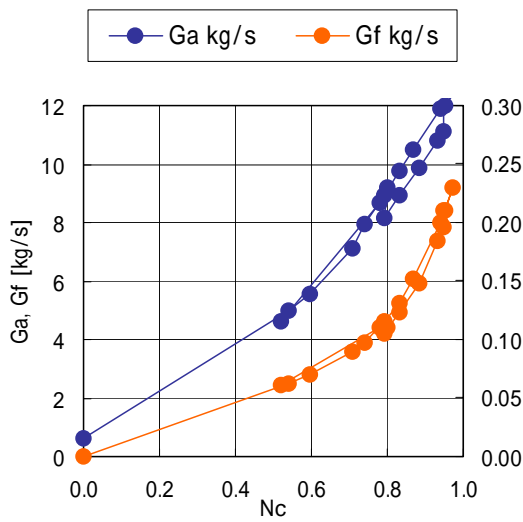
全般的に、試験結果と解析結果ではわずかに差異があつて、マッハ数と修正回転数の変化とともに、差異の生じる項目も変化している。しかしながら、スペースプレーン用エンジンの基本的性能を広く検討するための性能解析方法としては許容できる精度であると判断し、この性能解析プログラムを用いて、検討を行うこととした。



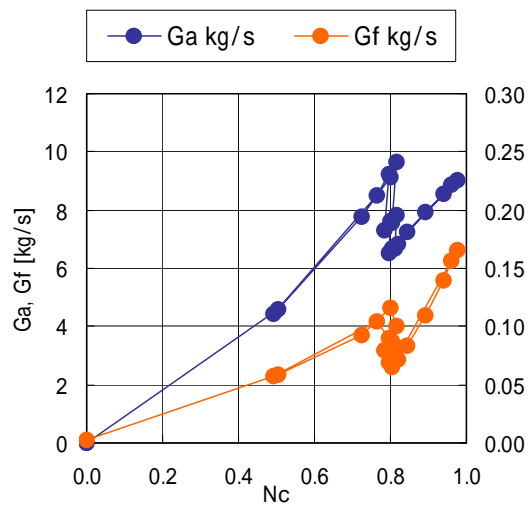
a) 高度とマッハ数の関係



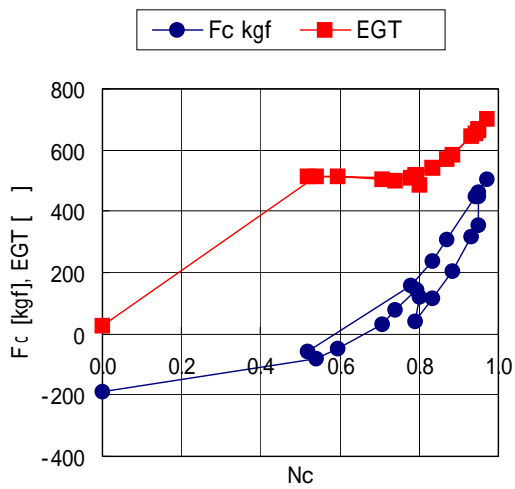
a) 高度とマッハ数の関係



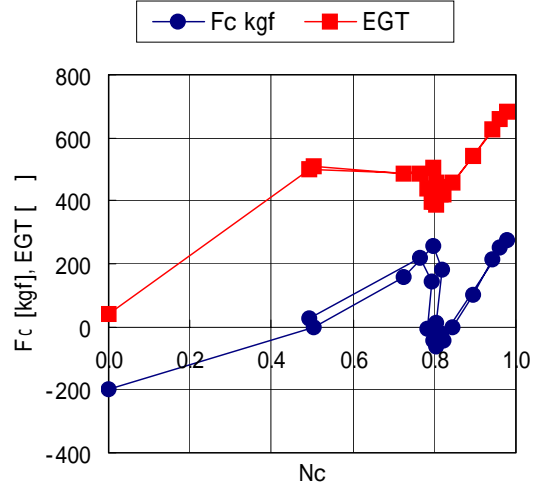
b) 空気流量, 燃料流量



b) 空気流量, 燃料流量



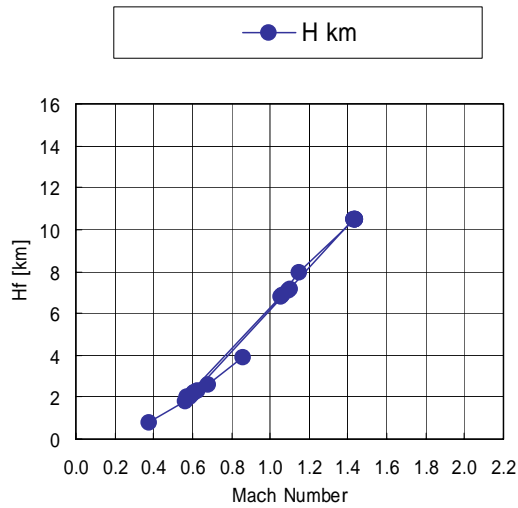
c) 推力, エンジン出口温度



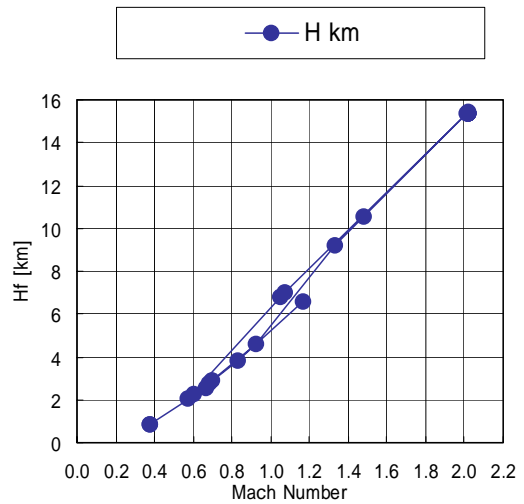
c) 推力, エンジン出口温度

図3.3-4 試験結果(Mach1.0)

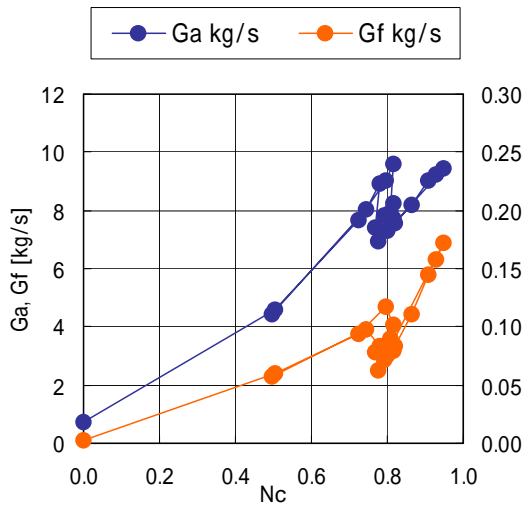
図3.3-5 試験結果(Mach1.2)



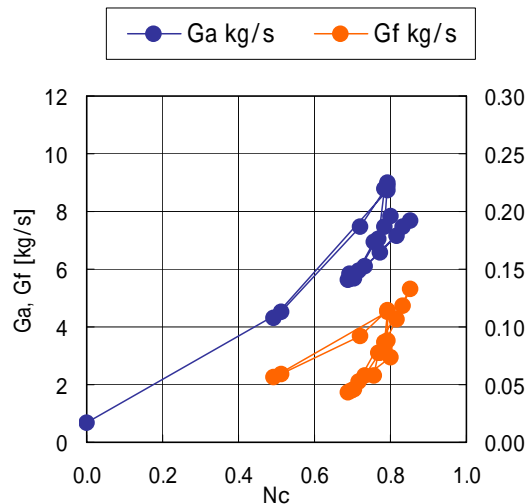
a) 高度とマッハ数の関係



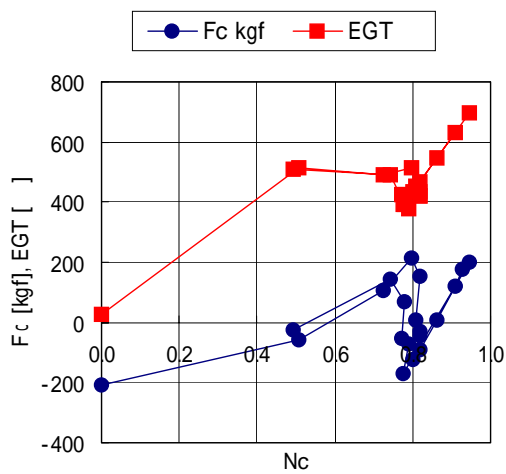
a) 高度とマッハ数の関係



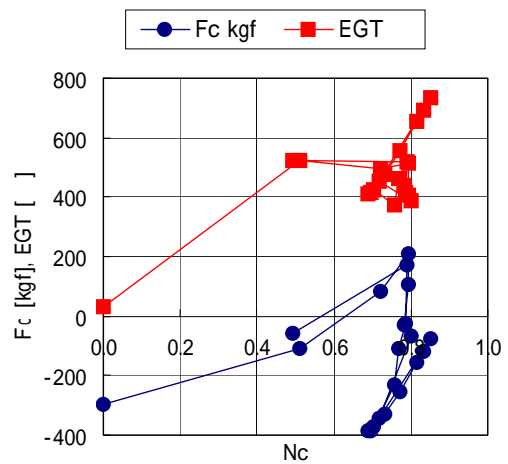
b) 空気流量，燃料流量



b) 空気流量，燃料流量



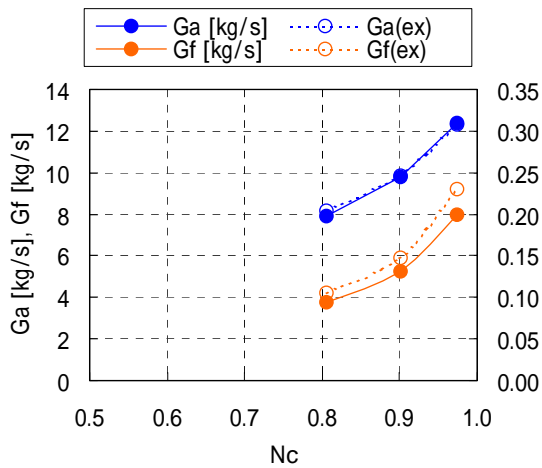
c) 推力，エンジン出口温度



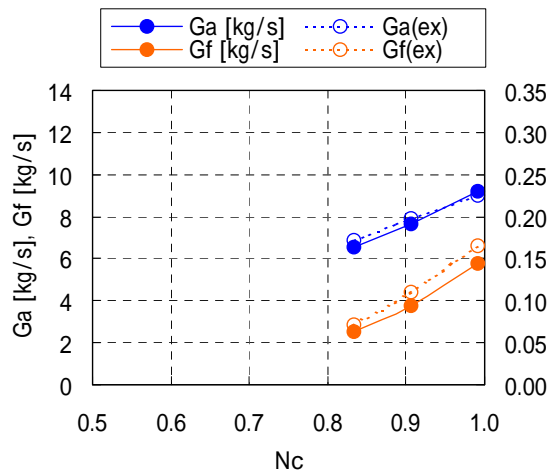
c) 推力，エンジン出口温度

図3.3-6 試験結果(Mach1.5)

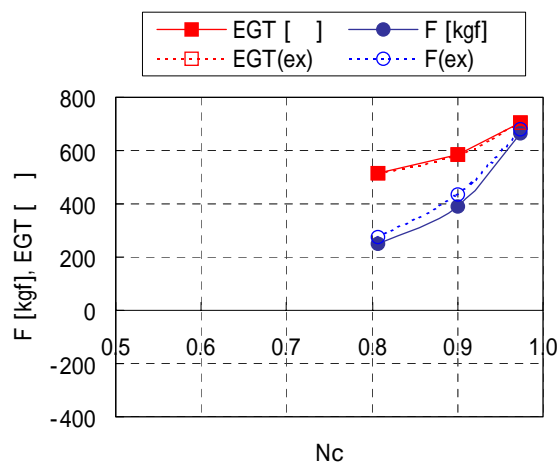
図3.3-7 試験結果(Mach2.0)



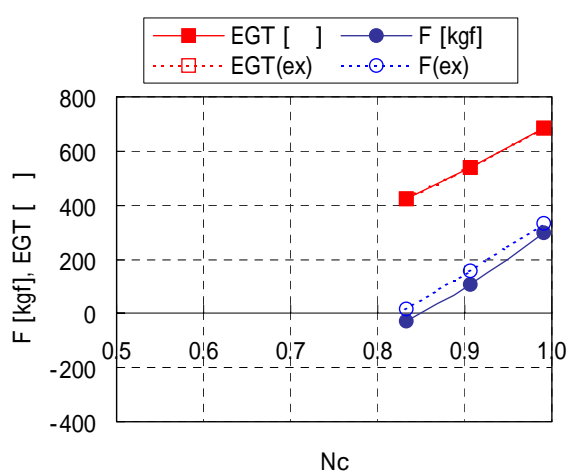
a) 空気流量，燃料流量



a) 空気流量，燃料流量



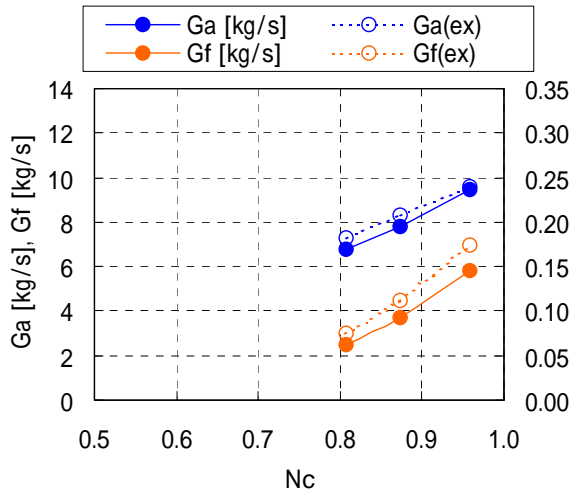
b) 推力，エンジン出口温度



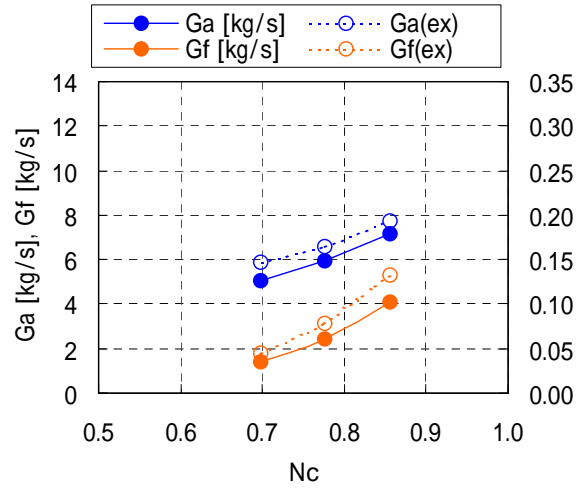
b) 推力，エンジン出口温度

図3.3-8 試験と解析の比較(Mach1.0)

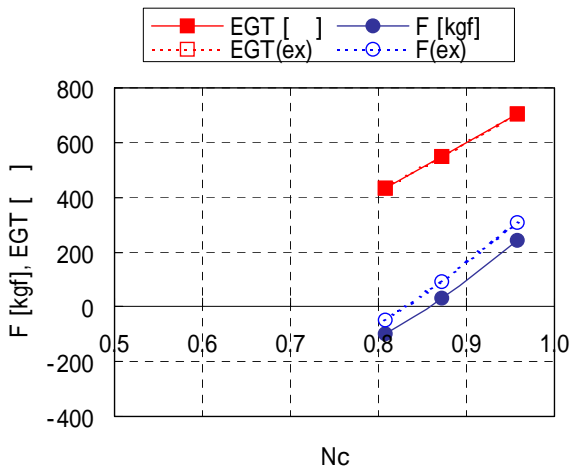
図3.3-9 試験と解析の比較(Mach1.2)



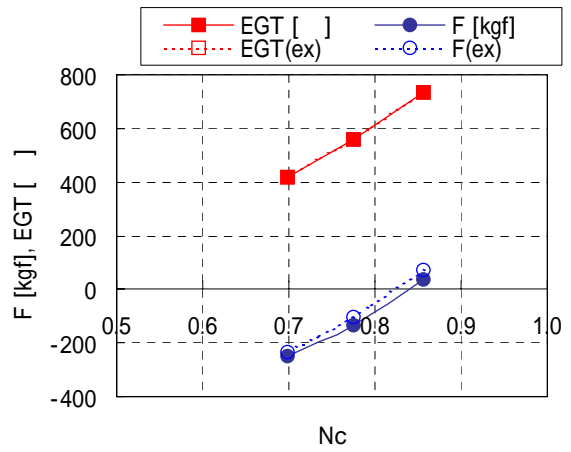
a) 空気流量，燃料流量



a) 空気流量，燃料流量



b) 推力，エンジン出口温度



b) 推力，エンジン出口温度

図3.3-10 試験と解析の比較(Mach1.5)

図3.3-11 試験と解析の比較(Mach2.0)

### 3.3.6 超音速エンジン特性取得試験の結果

エンジン性能解析に用いるコアエンジンの高マッハ数における性能変化を含む特性を取得するために、超音速エンジン特性取得試験を行った。その結果として、以下の結論が得られた。

- ・ 超音速エンジン試験施設において、超音速ジェットエンジンの高空性能試験を行い、地上静止からマッハ2までのターボジェットエンジンの高空性能を取得できた。
- ・ 本研究で作成したエンジン性能解析プログラムを用いて、高空性能試験に条件を合わせた解析を行って比較した結果、効率等を適切に設定することにより、十分な精度で一致することが確認された。

## 第4章 スペースプレーンの飛行性能解析

第2章において、予冷サイクルエンジンはロケットエンジンに比べて、比推力が非常に高いが、推力質量比が小さいという特徴が明らかになった。また、当量比の選定により、比推力と推力質量比が大きく変化することも明らかになった。比推力が高ければ燃料搭載質量が減って軽くなるはずであるが、エンジンの質量の増加が燃料搭載質量の減少より大きい場合は、利点が相殺される。さらに、空気吸込式エンジンでは、飛行環境によって性能が大きく変化するため、簡易式で性能を表現することができない。

従って、スペースプレーンに最適なエンジンシステムを選定するためには、具体的な飛行計画に沿って燃料搭載質量、エンジン質量および機体質量を解析し、結果として得られるペイロードの値で比較検討を行う必要がある。そこで、予冷サイクルエンジンを用いたスペースプレーンの飛行性能を解析するプログラムを作成した。以下、解析に用いた物性推算(4.1)、エンジン性能解析(4.2)、軌道解析(4.3)、エンジン質量推算(4.4)、および機体質量推算(4.5)について説明する。

### 4.1 物性推算

性能解析を行うに当たり、物性等を推算するための補間式群を作成した。

#### 4.1.1 大気物性

飛行高度における圧力と温度を算出するための補間式を作成した。

図4.1-1に飛行動圧と高度の関係を示す。地球の周回軌道速度に相当するマッハ25程度までを空気吸込式エンジンで加速することを想定し、動圧20~70kPaで機体を設計した場合、加速終了時の高度は45~55kmであることが判る。従って、大気モデルとしては、高度0~60kmの圧力、温度を推算できるものがあれば十分である。

図4.1-2に高度と大気温度の関係、図4.1-3に高度と大気圧力の関係を示す。いずれも、理科年表[19]の値を用いて、最小自乗近似を用いて近似式を作成した。大気温度は、0~40kmと40~120kmに分けて、それぞれ6次の多項式で近似した。大気圧力は、0~40km、40~80km、および80~120kmに分けて、6次および5次の多項式で近似した。

#### 4.1.2 エンタルピー

熱交換計算や動力計算に必要なエンタルピーを算出する補間式を作成した。

図4.1-4と図4.1-5は空気、窒素および燃料(水素、メタン、吸熱ケロシン)の温度とエンタルピーの関係である。物性値としては、「気体と液体の熱物理的性質」[14]および「伝熱工学資料」[15]の物性値表から、圧力0.5MPaのものを用いて、最小自乗近似を用いて近似式を作成した。メタンのみ1次式、それ以外は、実在気体効果を反映して3次の多項式で近似した。



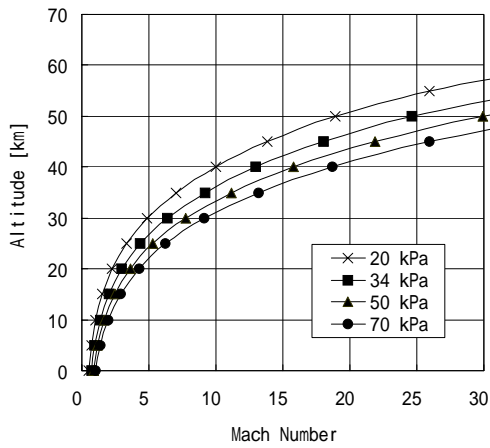
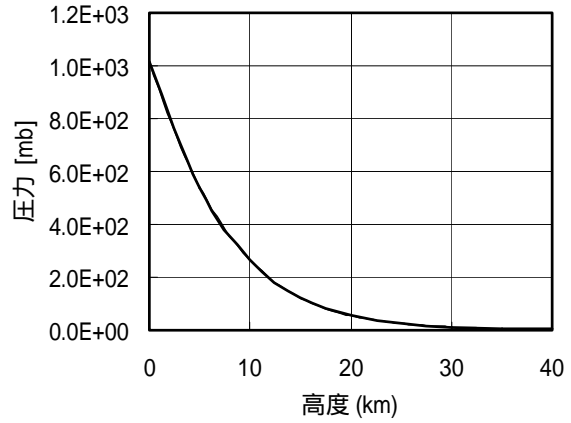
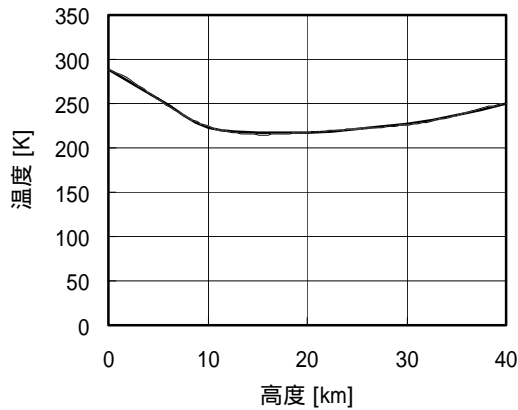


図4.1-1 飛行動圧と高度の関係



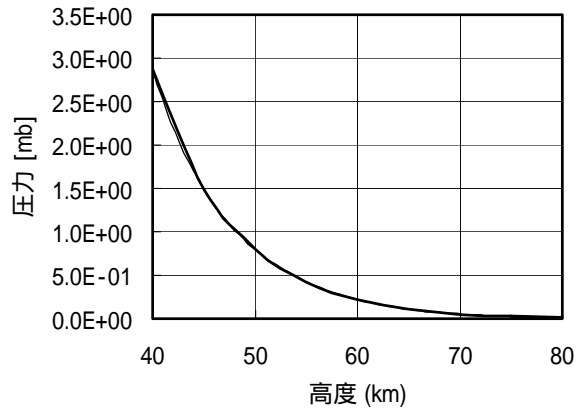
$$y = -5.185E-07x^6 + 5.893E-05x^5 - 1.526E-03x^4 - 7.105E-02x^3 + 5.170E+00x^2 - 1.185E+02x + 1.013E+03$$

a) 高度：0～40 [km]



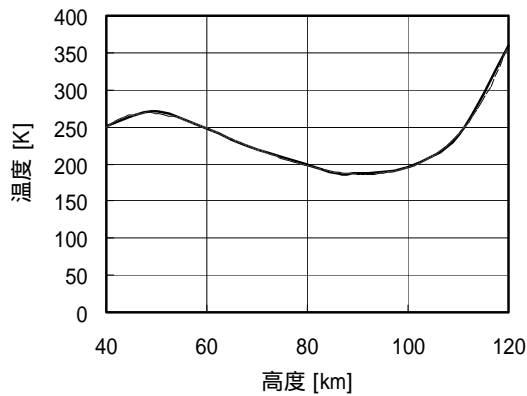
$$y = -1.264E-06x^6 + 1.636E-04x^5 - 7.973E-03x^4 + 1.761E-01x^3 - 1.481E+00x^2 - 2.707E+00x + 2.882E+02$$

a) 高度：0～40 [km]



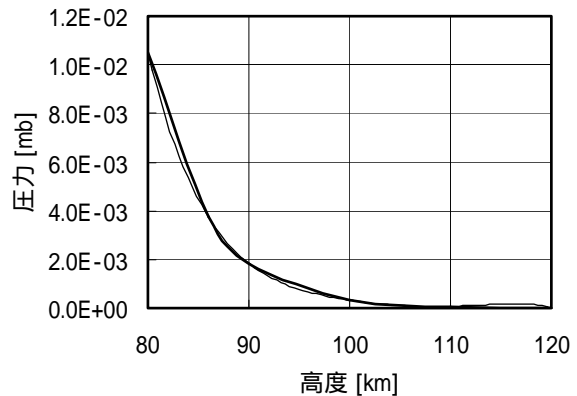
$$y = 3.660E-09x^6 - 1.434E-06x^5 + 2.339E-04x^4 - 2.040E-02x^3 + 1.007E+00x^2 - 2.676E+01x + 3.014E+02$$

b) 高度：40～80 [km]



$$y = 5.356E-10x^6 + 4.927E-07x^5 - 2.440E-04x^4 + 4.181E-02x^3 - 3.460E+00x^2 + 1.372E+02x - 1.807E+03$$

b) 高度：40～120 [km]

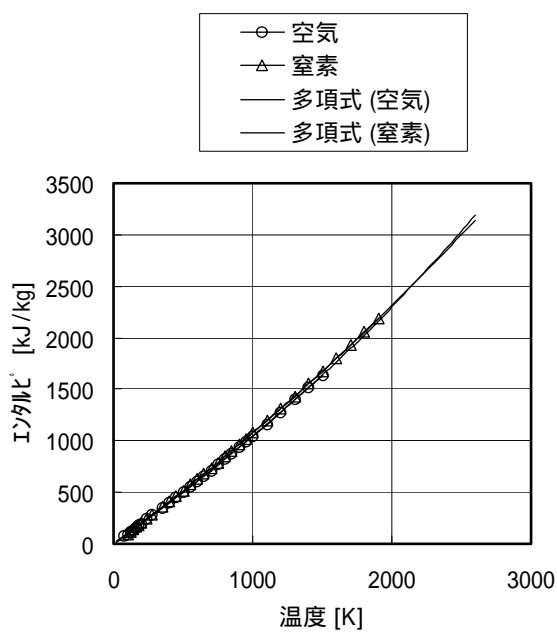


$$y = -8.143E-10x^5 + 4.273E-07x^4 - 8.967E-05x^3 + 9.410E-03x^2 - 4.940E-01x + 1.038E+01$$

c) 高度：80～120 [km]

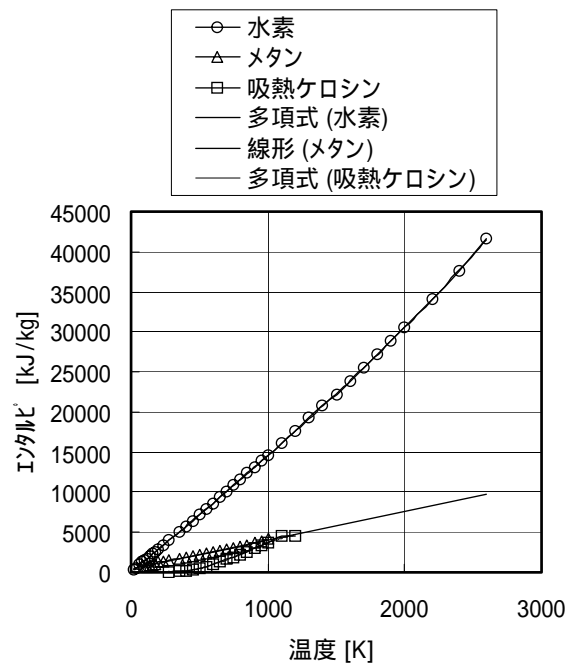
図4.1-2 高度と大気温度の関係

図4.1-3 高度と大気圧力の関係



$$y = 1.798E-08x^3 + 4.800E-05x^2 + 9.832E-01x - 3.113E+00 \text{ 空気}$$

$$y = 9.161E-10x^3 + 7.917E-05x^2 + 9.958E-01x + 7.211E-01 \text{ 窒素}$$



$$y = 2.682E-07x^3 - 9.279E-05x^2 + 1.440E+01x + 3.645E+00 \text{ 水素}$$

$$y = 3.5712x + 387.16 \text{ メタン}$$

$$y = -9.732E-06x^3 + 2.397E-02x^2 - 1.246E+01x + 1.913E+03 \text{ EF}$$

図4.1-4 エンタルピー (空気, 窒素)

図4.1-5 エンタルピー (燃料)

#### 4.1.3 燃焼温度と比熱比

平衡燃焼計算は計算負荷が高く，エンジン性能解析で反復計算を行うに当たって，毎回サブルーチンとして呼び出すと計算時間が過大となってしまう．そこで，参考値として圧力一定と入口温度一定を仮定して燃焼温度と比熱比を算出する補間式を作成した．エンジン性能計算においては，入口温度と燃料の発熱量からエンタルピ収支計算を行って，燃焼温度を算出し，平衡燃焼温度との比較により，解離の少ない領域であることを確認した．また，比熱比は平衡燃焼計算で得られた値を用いた．

図 4.1-6 は空気 / 水素燃焼における混合比 ( 空気質量流量 / 燃料質量流量 ) と燃焼温度の関係，図 4.1-7 は同燃焼における混合比と比熱比の関係である．燃焼温度と比熱比は，NASA-SP-273[13]の方法で，圧力 0.5MPa，入口温度 288K として，断熱火炎温度解析を行って求めた．最小自乗近似で近似式を作成するに当たり，6 次以下の多項式で誤差なく近似できるように，それぞれ変極点付近で分割した．図 4.1-8 ~ 図 4.1-11 は，空気 / メタン燃焼と空気 / ケロシン燃焼における，混合比と燃焼温度および比熱比の関係である．

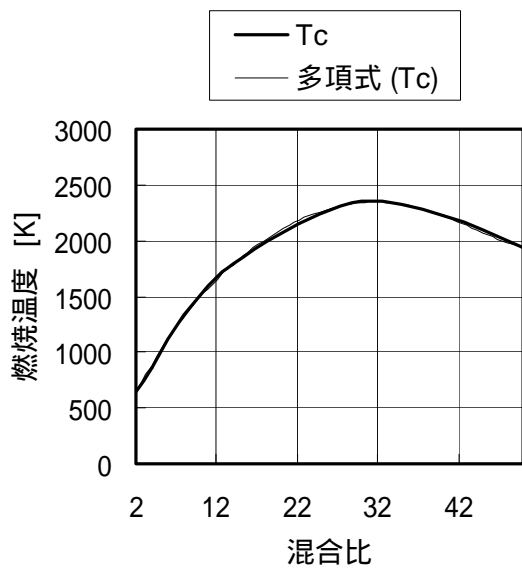
#### 4.1.4 圧縮機性能マップ

圧縮機の性能を推算するに当たり，圧力比 5 と圧力比 50 の圧縮機性能マップを作成した．

図 4.1-12 に圧力比 5 の圧縮機性能マップを示す．これは，3.3 節に述べた YJ-69 エンジンの地上静止試験のデータを処理して作成した．a) は修正流量と修正回転数の関係，b) は圧力比と修正回転数の関係であり，それぞれ，最小自乗近似を用いて，2 次の近似式を作成した．

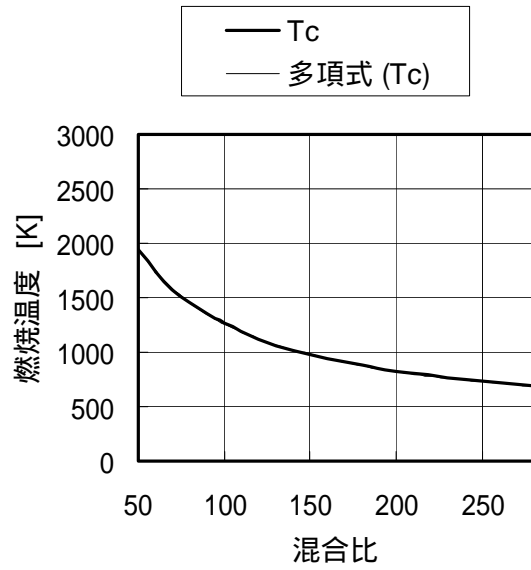
図 4.1-13 に圧力比 50 の圧縮機性能マップを示す．これは，高圧力比ターボジェット的设计[20]において，6 段軸流圧縮機と 1 段遠心圧縮機を組み合わせた高圧力比圧縮機を設計した結果を基にして作成した．修正流量，圧力比ともに，3 次の近似式を作成した．

エンジン性能解析において，圧縮機の性能は，設計圧力比に応じて，近い圧力比のマップを選定して適用した．解析に用いる圧力比については，近似式の設計圧力比から 1 を引いた値が解析における設計圧力比から 1 を引いた値に比例するとして，比例計算で算出した．



$$y = 3.612E-05x^5 - 4.566E-03x^4 + 2.209E-01x^3 - 6.874E+00x^2 + 1.691E+02x + 3.155E+02$$

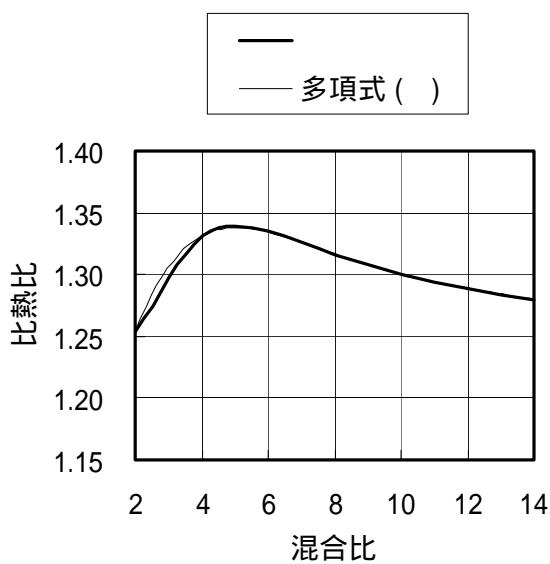
a) 混合比：2 ~ 50



$$y = -7.569E-09x^5 + 7.308E-06x^4 - 2.814E-03x^3 + 5.543E-01x^2 - 5.983E+01x + 3.855E+03$$

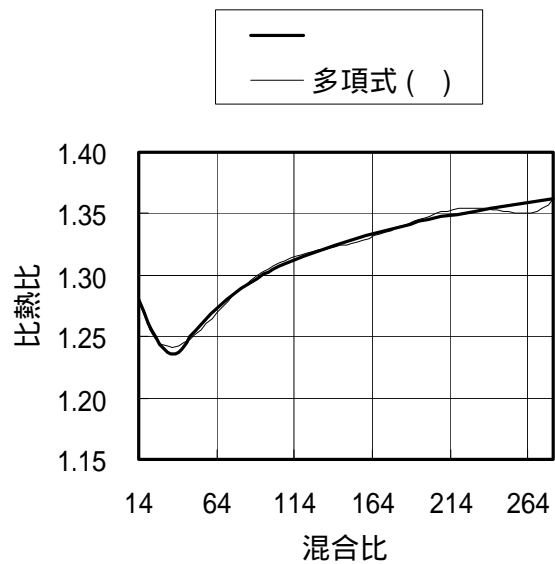
b) 混合比：50 ~ 280

図4.1-6 燃烧温度 (空氣 / 水素燃烧)



$$y = 2.813E-06x^5 - 1.616E-04x^4 + 3.598E-03x^3 - 3.831E-02x^2 + 1.859E-01x + 1.009E+00$$

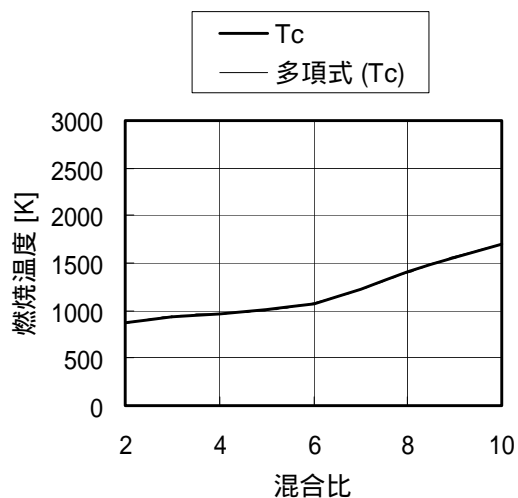
a) 混合比：2 ~ 14



$$y = 4.492E-14x^6 - 4.232E-11x^5 + 1.560E-08x^4 - 2.830E-06x^3 + 2.585E-04x^2 - 1.005E-02x + 1.376E+00$$

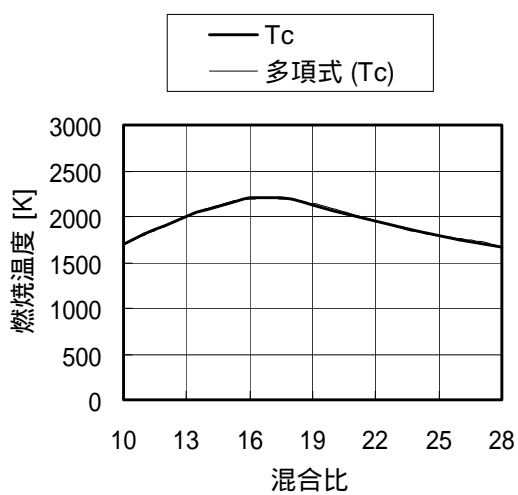
b) 混合比：14 ~ 280

図4.1-7 比熱比 (空氣 / 水素燃烧)



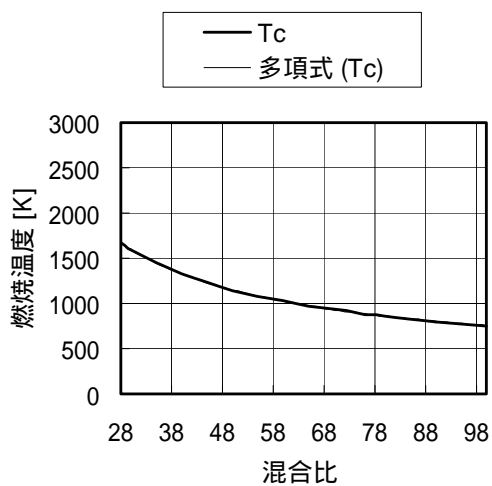
$$y = 2.875E-02x^6 - 9.826E-01x^5 + 1.227E+01x^4 - 6.644E+01x^3 + 1.401E+02x^2 + 2.858E+01x + 6.095E+02$$

a) 混合比 : 2 ~ 10



$$y = -3.622E-04x^6 + 3.453E-02x^5 - 1.251E+00x^4 + 2.126E+01x^3 - 1.713E+02x^2 + 6.380E+02x + 6.047E+02$$

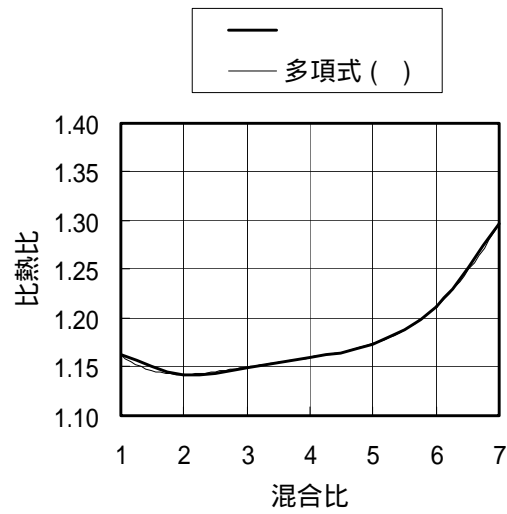
b) 混合比 : 10 ~ 28



$$y = 9.750E-09x^6 - 4.342E-06x^5 + 8.107E-04x^4 - 8.249E-02x^3 + 4.980E+00x^2 - 1.819E+02x + 4.241E+03$$

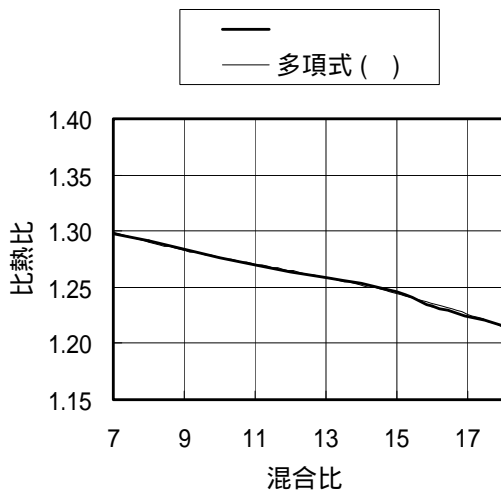
c) 混合比 : 28 ~ 100

図4.1-8 燃烧温度 ( 空气 / メタン燃烧 )



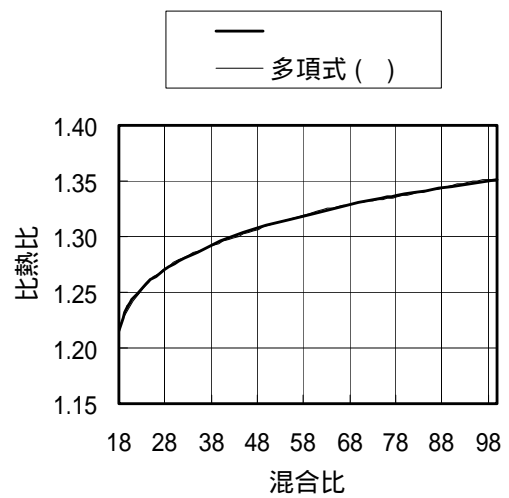
$$y = -8.472E-06x^6 + 1.038E-04x^5 + 7.632E-04x^4 - 1.564E-02x^3 + 8.185E-02x^2 - 1.703E-01x + 1.265E+00$$

a) 混合比 : 1 ~ 7



$$y = -5.059E-05x^3 + 1.725E-03x^2 - 2.552E-02x + 1.410E+00$$

b) 混合比 : 7 ~ 18



$$y = -1.341E-11x^6 + 5.033E-09x^5 - 7.615E-07x^4 + 5.944E-05x^3 - 2.537E-03x^2 + 5.792E-02x + 7.216E-01$$

c) 混合比 : 18 ~ 100

図4.1-9 比熱比 (空気 / メタン燃焼)

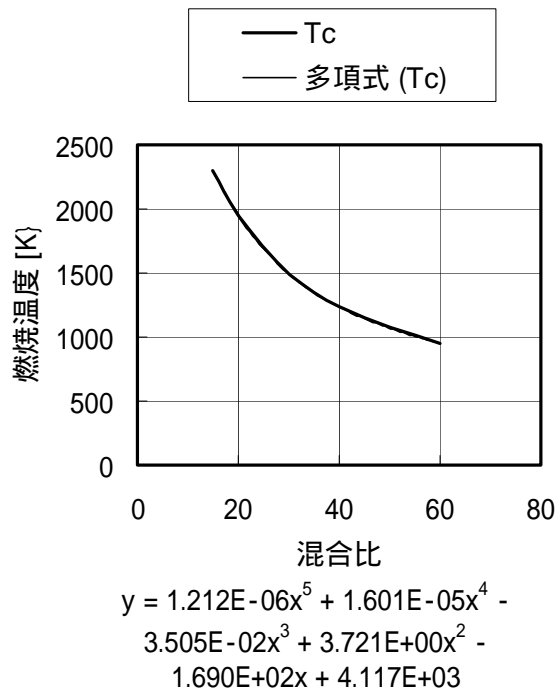


図4.1-10 燃焼温度 (空気 / ケロシン燃焼)

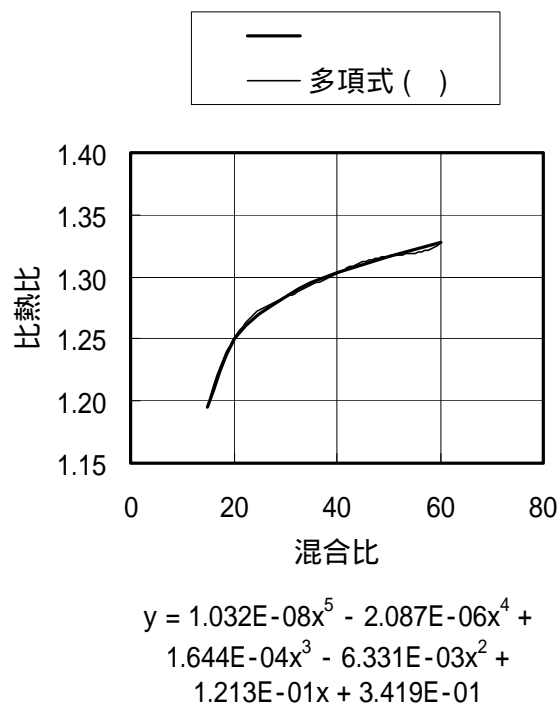
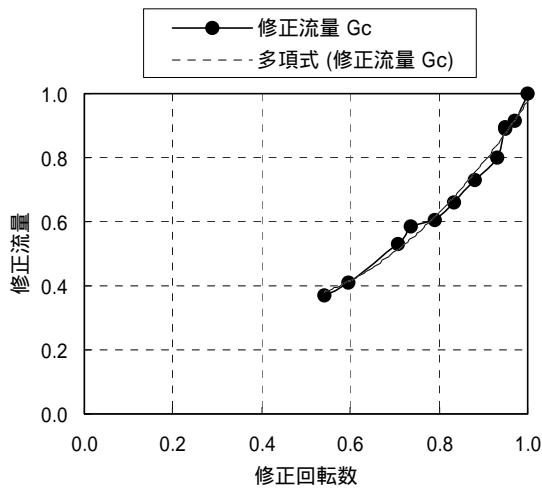
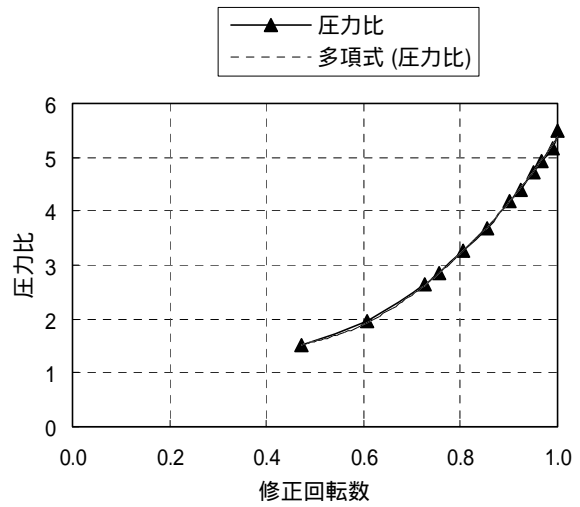


図4.1-11 比熱比 (空気 / ケロシン燃焼)



修正流量:  $y = 1.713E+00x^2 - 1.341E+00x + 6.050E-01$

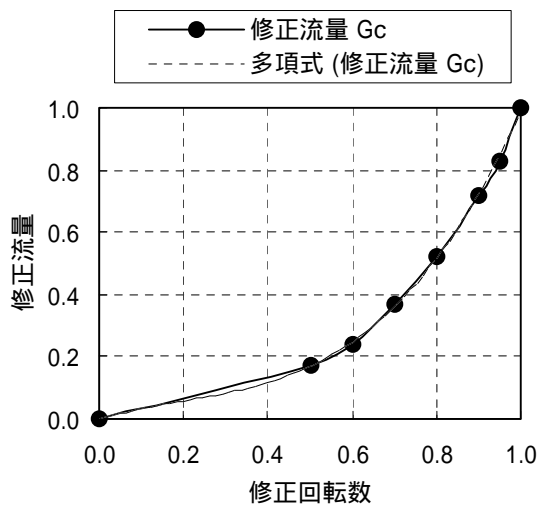
a) 修正流量



压力比:  $y = 1.079E+01x^2 - 8.613E+00x + 3.189E+00$

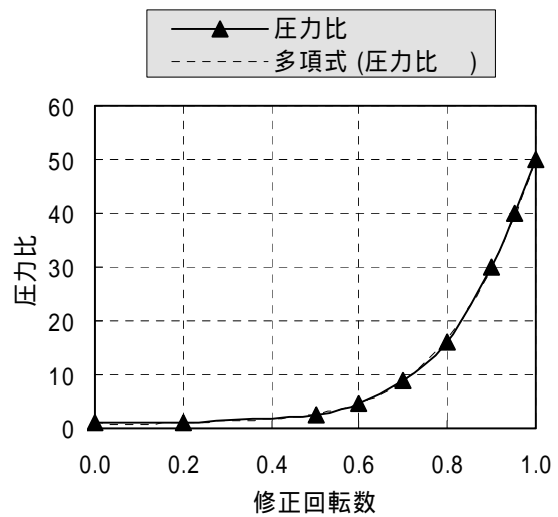
b) 压力比

图4.1-12 Y J 6 9 压缩機特性



修正流量:  $y = 1.401E+00x^3 - 8.036E-01x^2 + 3.912E-01x - 1.535E-04$

a) 修正流量



压力比:  $y = 1.420E+02x^4 - 1.374E+02x^3 + 5.036E+01x^2 - 5.345E+00x + 9.824E-01$

b) 压力比

图4.1-13 高压压缩機特性



#### 4.2 エンジン性能解析

予冷サイクルエンジンのうち、広い当量比範囲で成立する予冷ターボジェットについて、性能解析プログラムを作成した。図4.2-1の系統図に従って、予冷ターボジェットを構成する各部品をモデル化し、飛行状態に応じた非設計点性能解析を行えるようにした。

解析においては、各飛行条件において、軸動力バランス、流量バランス、熱収支バランスの式がすべて満たされるように、回転数、各部流路面積、燃料（冷却剤）流量を変数として収束計算を行うこととした。

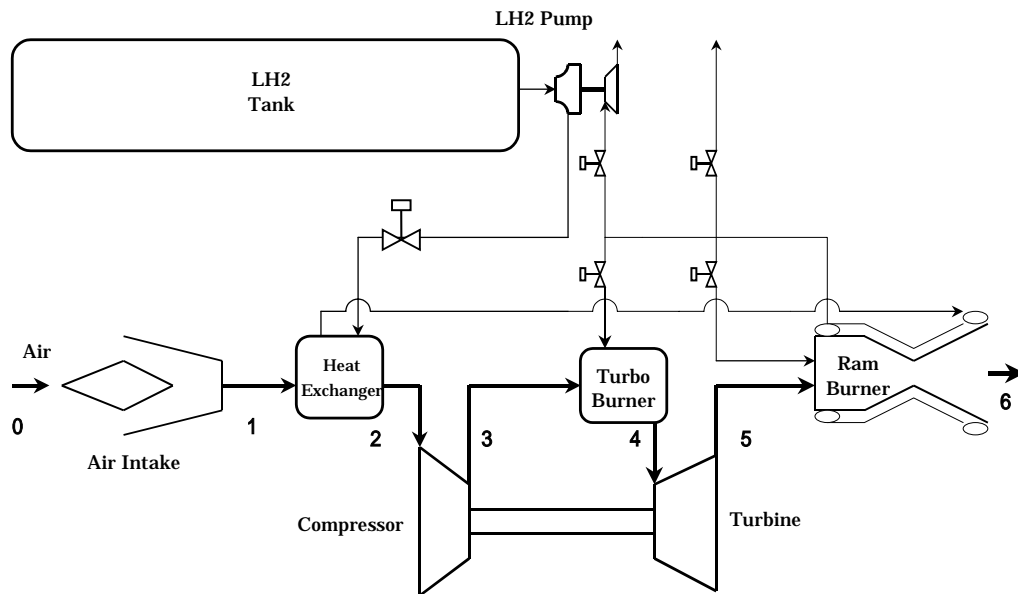


図4.2-1 予冷ターボジェットエンジン基本系統図

#### 4.2.1 大気状態

エンジンの性能を求めるにあたり，まず大気状態を計算する必要がある．大気圧力と大気温度は，4.1.1において，理科年表[19]を基にして高度を変数とした近似式を作成して適用した．他の状態量は「圧縮性流体の力学」[21]を参考にして，大気圧力と大気温度から熱力学関係式を用いて求めた．

#### 4.2.2 インテーク

スクラムジェットの側壁内にエンジンを収めることを想定し，インテークは2次元分岐流インテーク（2D Bifurcated Intake）とした．飛行マッハ数が0~6と大きく変化するため，エンジンが必要とする捕獲面積も大きく変化する．捕獲面積が大きすぎるとスピレージ抵抗が増え，小さすぎるとエンジン作動が制約を受けることになる．ここではインテークのカウルを可動させることにより，捕獲面積を調整できることとした．ただし，最小捕獲面積は，スクラムジェットの側壁正面面積，最大捕獲面積はスクラムジェットの全正面面積とした．インテークの各部状態量については”Elements of Gas Turbine Propulsion” [22]を参考にして定式化した．

飛行動圧と全圧回復率は，次式で表される．全圧回復率としては MIL-E-5008B で示されている式を用いた．

$$\text{飛行動圧：} \quad P_{d0} = \frac{\rho_0 v_0^2}{2 \times 1000} \quad [kPa] \quad (4.2.1)$$

$$\text{全圧回復率：} \quad \eta_{pi} = 1 - 0.075 \times (M_0 - 1)^{1.35} \quad [-] \quad (4.2.2)$$

インテークスロート面積に対する捕獲面積比（CR）を設定して，次式により最大捕獲面積が決定した．

$$\text{最大捕獲面積：} \quad A_{ii} = CR \times A_{ci} \quad [m^2] \quad (4.2.3)$$

$$\text{有効捕獲面積：} \quad A_{ie} = \frac{G_{io}}{\rho_0 \cdot v_0} \quad [m^2] \quad (4.2.4)$$

全圧回復率を加味したインテーク出口全圧と出口全温は，次式で求めた．

$$\text{インテーク出口全圧：} \quad P_{io} = \eta_{pi} \cdot P_0 \left( 1 + \frac{\gamma_0 - 1}{2} \cdot M_0^2 \right)^{\frac{\gamma_0}{\gamma_0 - 1}} \quad [kPa] \quad (4.2.5)$$

$$\text{インテーク出口全温 (理想気体): } T_{io} = T_0 \cdot \left( 1 + \frac{\gamma_0 - 1}{2} \cdot M_0^2 \right) \quad [K] \quad (4.2.6)$$

ここで，マッハ6付近では空気の全温が1500Kを超え，実在気体効果が無視できなくなるため，次式で実在気体の温度に換算した．

$$\text{インテーク出口全温 (実在気体): } T_{ior} = T_{io} \cdot \frac{C_p(T_0)}{C_p(T_{io})} \quad [K] \quad (4.2.7)$$

インテークスロート面積 ( $A_{it}$ ) については，次に示すインテークの空気流量と予冷熱交換器の空気流量が一致するように収束計算で導出した．ここで，インテークの作動を安定させるために，全体空気流量の30%を抽気することとした．

$$\text{インテーク出口流量: } G_{io} = 0.7 \cdot \rho_{io} \cdot c_{io} \cdot A_{it} \quad [kg/s] \quad (4.2.8)$$

#### 4.2.3 予冷熱交換器

予冷熱交換器は，インテーク形状に合わせた2次元固定形状とし，亜音速ディフューザ内に斜めに設置することで流速を落とすこととした．流速は25~30m/sで設定した．熱交換器の方式はフィン付チューブを用いたシェル・アンド・チューブ方式とした．

空気側，液体水素側ともに，圧力損失係数を設定し，交換熱量はそれぞれの出口温度が一致する時の値を使用した．圧力損失，交換熱量については，3.2節の設計計算法による結果と一致することを確認した．予冷熱交換器の性能計算手法については「伝熱工学資料」[16]，各部状態量については「圧縮性流体の力学」[21]を参考にして定式化した．また，熱収支計算に必要なエンタルピは，4.1.2で作成した近似式を適用して算出した．

予冷器入口温度に関しては，次式で算出し，これが30m/s以上となるように，設計諸元を設定した．

$$\text{予冷器入口速度: } v_{xi} = \frac{\dot{V}_{io}}{A_{xi}} \quad [m/s] \quad (4.2.9)$$

予冷器における空気発散熱量と燃料吸収熱量を次式で算出し，両者が一致するように，空気出口温度と燃料出口温度を収束計算で求めた．

$$\text{予冷器空気発散熱量} : \Delta i_a = G_{ax} \cdot (i_{axi} - i_{axo}) \quad [kJ/kg] \quad (4.2.10)$$

$$\text{予冷器燃料吸収熱量} : \Delta i_f = G_{fx} \cdot (i_{fxo} - i_{fxi}) \quad [kJ/kg] \quad (4.2.11)$$

予冷器における圧力損失と予冷気出口の空気全圧は、圧力損失係数( $\zeta_x$ )を設定して、次式で算出した。

$$\text{予冷器空気圧力損失} : \Delta P_{ax} = \zeta_x \cdot \frac{\rho_{io} \cdot V_{xi}^2}{2 \times 1000} \quad [kPa] \quad (4.2.12)$$

$$\text{予冷器出口空気全圧} : P_{axo} = P_{io} - \Delta P_{ax} \quad [kPa] \quad (4.2.13)$$

#### 4.2.4 圧縮機

圧縮機の性能評価と状態量の算出においては、「Elements of Gas Turbine Propulsion」[22]と「ガスタービン」[23]を参考にした。圧縮機の流量と圧力比については4.1.4で作成した性能マップを適用して算出した。圧縮機性能マップについては、圧力比5と50の基準マップを用意し、設計点の圧力比に応じて、近い性能マップを適用した。流量については比例計算で算出した。また、圧力比については、圧力比が1を減じた値が比例するとして算出した。また、動力計算に必要なエンタルピは、4.1.2で作成した近似式を適用して算出した。

解析においては、圧縮機の機械回転数を収束変数とした。この時、圧縮機の修正回転数は、予冷熱交換機の出口温度( $T_{axo}$ )を用いて、次式で求めた。

$$\text{修正回転数} : N_c = \frac{N \sqrt{\frac{288}{T_{axo}}}}{N_{cd}} \quad [-] \quad (4.2.14)$$

この時、次式に示す圧縮機の翼端周速について、450m/s以下の制限をかけた。

$$\text{圧縮機1段翼端周速} : v_{ct} = \frac{N \cdot \pi \cdot d_{oci}}{60} \quad [m/s] \quad (4.2.15)$$

また、圧縮機の修正流量( $G_{cc}$ )については、図4.1-12 a)と図4.1-13 a)に示す修正回転数と修正流量の関係式を用いて算出した。これを用いて、次式により圧縮機の実空気流量を求めた。

$$\text{圧縮機修正流量比：} \quad \frac{G_{cc}}{G_{cd}} = G_{comp}(N_c) \quad [-] \quad (4.2.16)$$

$$\text{圧縮機流量：} \quad G_{ci} = G_{cd} \cdot \frac{G_{cc}}{G_{cd}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\frac{T_{axo}}{288}}} \cdot \frac{P_{axo}}{100} \quad [kg/s] \quad (4.2.17)$$

また，圧縮機の圧力比については，図 4.1-12 b)と図 4.1-13 b)に示す修正回転数と圧力比の関係式を用いて算出した．ただし，これらの関係式は，設計点圧力比が 5 と 50 に対応したものであるため，これと異なる設計点圧力比を用いることを想定し，次式で圧力比の換算を行った．

$$\text{圧縮機圧力比：} \quad \pi_c = \frac{\pi_{comp}(N_c)}{\pi_{cd-map}} \times (\pi_{cd} - 1) + 1 \quad [-] \quad (4.2.18)$$

得られた圧力比を用いて，次式により，圧縮機出口圧力と圧縮機出口温度を求めた．ここで，圧縮機の断熱効率( $\eta_c$ )としては設計目標値を設定した．

$$\text{圧縮機出口全圧：} \quad P_{co} = P_{axo} \cdot \pi_c \quad [kPa] \quad (4.2.19)$$

$$\text{圧縮機出口全温：} \quad T_{co} = T_{axo} + (\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1) \frac{T_{axo}}{\eta_c} \quad [K] \quad (4.2.20)$$

圧縮機におけるエンタルピ上昇と機械効率を考慮して，次式により圧縮機の駆動動力を算出した．

$$\text{圧縮機駆動動力：} \quad LD_c = \frac{G_c(i_{aco} - i_{aci})}{\eta_{mc}} \quad [kW] \quad (4.2.21)$$

#### 4.2.5 燃料ポンプ

燃料ポンプの駆動動力は、圧縮機の駆動動力と比べて非常に小さいため、両者を加算してタービンの動力とバランスするように収束計算を行った。燃料ポンプの必要ヘッドと駆動動力については、「機械工学必携」[24]を参考にして算出した。この際、ポンプ出口圧は圧縮機出口圧の2倍とした。

ポンプに要求される必要ヘッドと駆動動力は次式で求められる。

$$\text{ポンプ必要ヘッド：} \quad HD_p = \frac{(2P_{co} - P_{fpi}) \times 10^4}{\rho_{fpi}} \quad [m] \quad (4.2.22)$$

$$\text{ポンプ駆動動力：} \quad LD_p = \frac{G_{fmb} \cdot HD_p \cdot g}{\eta_p \times 10^3} \quad [kW] \quad (4.2.23)$$

このポンプ駆動動力と4.2.4に示した圧縮機駆動動力を合わせ、総圧縮動力を次式で求め、これがタービン発生動力と一致するように収束計算を行った。

$$\text{総圧縮動力：} \quad LD_{cp} = LD_c + LD_p \quad [kW] \quad (4.2.24)$$

#### 4.2.6 主燃焼器

主燃焼器については、「工業熱力学演習」[25]を参考にして、燃料過濃燃焼を扱えるように定式化した。性能解析においては、当量比を調節して燃焼温度が設定値になるように収束計算を行った。空気・水素混合気の当量比は、理論混合比である31.7との比率から計算した。また、熱収支計算に必要なエンタルピは、4.1.2で作成した近似式を適用して算出した。断熱火炎温度と燃焼後の比熱比については、4.1.3においてNASA-SP-273[13]の方法で算出した結果を基にして近似式を作成して適用した。

主燃焼器の空気流量は、タービン冷却用空気を抽気することを想定し、次式で求めた。

$$\text{主燃焼器空気流量：} \quad G_{amb} = G_{ci} \cdot (1 - r_{suc}) \quad [kg/s] \quad (4.2.25)$$

主燃焼器の空燃比 $(A/F)_{mb}$ を収束変数とし、設定燃焼温度を満たすような収束計算を行うために、次式で燃料流量を求めた。

$$\text{主燃焼器燃料流量： } G_{fmb} = \frac{G_{amb}}{(A/F)_{mb}} \quad [kg/s] \quad (4.2.26)$$

この時，主燃焼器の当量比を定義して，次式により，当量比が1以下と1以上の場合に分けて，発熱する燃料の流量を算出した．当量比が1以上の燃料過濃燃焼の場合は，当量比1相当の燃料のみが発熱することとした．

$$\text{主燃焼器当量比： } \Phi_{mb} = \frac{31.7}{(A/F)_{mb}} \quad [-] \quad (4.2.27)$$

$$\text{発熱燃料流量： } G_{fmb} = G_{fmb} \quad (\Phi_{mb} < 1) \quad [kg/s] \quad (4.2.28)$$

$$G_{fmb} = \frac{G_{fmb}}{\Phi_{mb}} \quad (\Phi_{mb} \geq 1) \quad [kg/s] \quad (4.2.29)$$

上記を用いて，主燃焼器の入口全エンタルピと発熱量は次式で表せる．

$$\text{主燃焼器入口全エンタルピ： } I_{mbi} = G_{amb} \cdot i_{aco} + G_{fmb} \cdot i_{fmbi} \quad [kW] \quad (4.2.30)$$

$$\text{主燃焼器発熱量： } Q_{fmb} = \eta_{mb} \cdot q_{lf} \cdot G_{fmb} \quad [kW] \quad (4.2.31)$$

主燃焼器の出口全エンタルピは，次式のように，入口全エンタルピに発熱量を加えて算出するとともに，設定燃焼温度( $T_{mb}$ )から得られるエンタルピ関係式からも算出した．これらの値が一致するように，前出の空燃比を収束計算で求めた．

$$\text{主燃焼器出口全エンタルピ： } I_{mbo(1)} = I_{mbi} + Q_{fmb} \quad [kW] \quad (4.2.32)$$

$$\text{主燃焼器出口全エンタルピ： } I_{mbo(2)} = G_{amb} \cdot i_a(T_{mb}) + G_{fmb} \cdot i_f(T_{mb}) \quad [kW] \quad (4.2.33)$$

また，主燃焼器出口における全圧と気体定数は次式により求めた．

$$\text{主燃焼器出口全圧： } P_{mbo} = \eta_{pmb} \cdot P_{co} \quad [kPa] \quad (4.2.34)$$

$$\text{主燃焼器出口気体定数： } R_{gmb} = \frac{R_0 \times (A/F) + R_f}{(A/F) + 1} \quad [kJ/kg \cdot K] \quad (4.2.35)$$

#### 4.2.7 タービン

タービンの性能評価と状態量の算出においては，” Elements of Gas Turbine Propulsion ” [22]，「ガスタービン」[23] および「工業熱力学演習」[25]を参考にした．動力計算に必要なエンタルピは，4.1.2 で作成した近似式を適用して算出した．タービン一式で圧縮機と燃焼ポンプの動力を発生すると仮定して解析を行った．

まず，次式によりタービンノズルの臨界圧力を求め，タービン出口圧力が臨界圧力より高い場合と低い場合のタービンノズルスロートの静圧を求めた．

$$\text{タービンスノズル臨界圧力： } p_{mcr} = P_{mbo} \cdot \left( \frac{2}{\gamma_{gmb} + 1} \right)^{\frac{\gamma_{gmb}}{\gamma_{gmb} - 1}} \quad [kPa] \quad (4.2.36)$$

$$\begin{aligned} \text{タービンスノズルスロット静圧： } p_{mt} &= P_{to} & (P_{to} \geq p_{mcr}) & \quad [kPa] \\ p_{mt} &= p_{mcr} & (P_{to} \leq p_{mcr}) & \quad [kPa] \end{aligned} \quad (4.2.37)$$

次に，次式によりタービンノズルスロートの静温と速度を求め，タービンノズルスロット面積 ( $A_{mt}$ ) を収束変数としてタービンノズル出口の燃焼ガス流量を算出した．

$$\text{タービンスノズルスロット静温： } t_{mt} = T_{mb} \cdot \left( \frac{P_{mt}}{P_{mbo}} \right)^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}} \quad [K] \quad (4.2.38)$$

タービンスノズルスロット速度：

$$v_{mt} = \sqrt{2 \cdot R_{gmb} \cdot T_{mb} \cdot \frac{\gamma_{gmb}}{\gamma_{gmb} - 1} \left\{ 1 - \left( \frac{P_{to}}{P_{mbo}} \right)^{\frac{\gamma_{gmb} - 1}{\gamma_{gmb}}} \right\}} \quad (P_{to} \geq p_{mcr}) [m/s]$$

$$v_{mt} = \sqrt{\gamma_{gmb} \cdot R_{gmb} \cdot t_{mt}} \quad (P_{to} \leq p_{mcr}) [m/s] \quad (4.2.39)$$

$$\text{タービンスノズル出口流量： } G_{mo} = \rho_{mt} \cdot v_{mt} \cdot A_{mt} \quad [kg/s] \quad (4.2.40)$$

これに，タービン冷却用に燃焼器入口で抽気した空気を混合することを想定した．次式により，タービンノズル出口エンタルピとして，タービンノズルを通過した燃焼ガス



と抽気した空気的全エンタルピ, および, タービンノズル出口における混合ガス的全エンタルピの2種類を定義し, これらが一致するようなタービンノズル出口温度( $T_{no}$ )を収束計算で求めた.

$$\text{タービンノズル出口全エンタルピ} : I_{mo(1)} = I_{mbo(2)} + G_{int-cool} \cdot i_{aco} \quad [kW] \quad (4.2.41)$$

$$\text{タービンノズル出口全エンタルピ} : I_{mo(2)} = (G_{amb} + G_{int-cool}) \cdot i_a(T_{no}) + G_{fmb} \cdot i_f(T_{no}) \quad [kW] \quad (4.2.42)$$

この時に, タービン動翼を通過する混合ガス流量は次式で表せる.

$$\text{タービン動翼入口流量} : G_{tbi} = G_{amb} + G_{int-cool} + G_{fmb} \quad [kg/s] \quad (4.2.43)$$

また, タービンにおける圧力比( $\pi_t$ )を収束変数とするとともに, 断熱効率( $\eta_t$ )を設定して, タービン出口における全圧と全温を次式により求めた.

$$\text{タービン出口全圧} : P_{to} = \frac{P_{mbo}}{\pi_t} \quad [kPa] \quad (4.2.44)$$

$$\text{タービン出口全温} : T_{to} = T_{mo} - \eta_t \cdot T_{mo} \cdot \left\{ 1 - \left( \frac{1}{\pi_t} \right)^{\frac{\gamma_{gmb}-1}{\gamma_{gmb}}} \right\} \quad [K] \quad (4.2.45)$$

そして次式により, タービン平均全温を求め, タービン部における平均定圧比熱を与えて, タービン動力を算出した. また, この値が, 4.2.5 で求めた総圧縮動力と一致するように, 収束計算を行った.

$$\text{タービン平均全温} : T_{tm} = \frac{T_{mbo} + T_{to}}{2} \quad [K] \quad (4.2.46)$$

$$\text{タービン動力} : LD_t = C_{ptm} \cdot G_{tbi} \cdot (T_{mo} - T_{to}) \quad [kW] \quad (4.2.47)$$

#### 4.2.8 再熱燃焼器

再熱燃焼器については主燃焼器と同様に、「工業熱力学演習」[25]を参考にして、燃料過濃燃焼を扱えるように定式化した。性能解析においては、当量比を調節して燃焼温度が設定値になるように収束計算を行った。再熱燃焼器は、主燃焼器を希薄燃焼とする場合に設定した。この時、主燃焼器で空気中の酸素の一部が燃料と反応しているために、酸素濃度を簡易推算してモデル化した。空気中の酸素質量割合は0.2とした。また、酸素・水素混合気の理論混合比は8であるため、主燃焼器において供給された水素燃料が完全に反応するとして、水素の8倍の酸素が消費されると仮定した。また、熱収支計算に必要なエンタルピは、4.1.2で作成した近似式を適用して算出した。断熱火炎温度と燃焼後の比熱比については、4.1.3においてNASA-SP-273[13]の方法で算出した結果を基にして近似式を作成して適用した。

再熱燃焼器に流入する燃焼ガスの流量については、次式により、酸素、窒素、および水蒸気の各成分の流量に分解した。酸素流量については、主燃焼器で反応した水素流量に対応する量論比の酸素が消費されていることとした。水蒸気流量については、主燃焼器で反応した水素流量に対応した水蒸気が発生していることとした。

$$\text{再熱燃焼器入口酸素流量： } G_{oabi} = (G_{asuc} + G_{amb}) \times 0.2 - G_{fibr} \times 8 \quad [kg/s] \quad (4.2.48)$$

$$\text{再熱燃焼器入口窒素流量： } G_{nabi} = (G_{asuc} + G_{amb}) \times 0.8 \quad [kg/s] \quad (4.2.49)$$

$$\text{再熱燃焼器入口水蒸気流量： } G_{wabi} = G_{fibr} \times 9 \quad [kg/s] \quad (4.2.50)$$

次に、再熱燃焼器の混合比( $O/F$ )を収束変数とし、設定燃焼温度を満たすような収束計算を行うために、次式で燃料流量を求めた。

$$\text{再熱燃焼器入口燃料流量： } G_{fabi} = \frac{G_{oabi}}{O/F} \quad [kg/s] \quad (4.2.51)$$

これらを合わせて、再熱燃焼器の入口総流量は次式で表せる。

$$\text{再熱燃焼器入口総流量： } G_{abi} = G_{oabi} + G_{nabi} + G_{wabi} + G_{fabi} \quad [kg/s] \quad (4.2.52)$$

この時、再熱燃焼器の当量比を定義して、次式により、当量比が1以下と1以上の場合に分けて、発熱する燃料の流量を算出した。当量比が1以上の燃料過濃燃焼の場合

は，当量比 1 相当の燃料のみが発熱することとした．

$$\text{再熱燃焼器当量比： } \Phi_{ab} = \frac{8}{O/F} \quad [-] \quad (4.2.53)$$

$$\text{再熱燃焼器燃料流量： } G_{fabr} = G_{fab} \quad (\Phi_{ab} < 1) \quad [kg/s] \quad (4.2.54)$$

$$G_{fabr} = \frac{G_{fab}}{\Phi_{ab}} \quad (\Phi_{ab} \geq 1) \quad [kg/s] \quad (4.2.55)$$

上記を用いて，再熱燃焼器の入口全エンタルピと発熱量は次式で表せる．

$$\text{再熱燃焼器入口全エンタルピ： } I_{abi} = (G_{oab} + G_{wab}) \cdot i_{to} + G_{fab} \cdot i_{fabi} \quad [kW] \quad (4.2.56)$$

$$\text{再熱燃焼器発熱量： } Q_{fab} = \eta_{ab} \cdot q_{lf} \cdot G_{fabr} \quad [kW] \quad (4.2.57)$$

再熱燃焼器の出口全エンタルピは，次式のように，入口全エンタルピに発熱量を加えて算出するとともに，設定燃焼温度 ( $T_{ab}$ ) から得られるエンタルピ関係式からも算出した．これらの値が一致するように，前出の混合比を収束計算で求めた．

$$\text{再熱燃焼器出口全エンタルピ： } I_{abo(1)} = I_{abi} + Q_{fab} \quad [kW] \quad (4.2.58)$$

$$\text{再熱燃焼器出口全エンタルピ： } I_{abo(2)} = (G_{oab} + G_{wab}) \cdot i_a(T_{ab}) + G_{fab} \cdot i_f(T_{ab}) \quad [kW] \quad (4.2.59)$$

また，再熱燃焼器出口における全圧と気体定数は次式により求めた．

$$\text{再熱燃焼器出口全圧： } P_{abo} = \eta_{pab} \cdot P_{to} \quad [kPa] \quad (4.2.60)$$

$$\text{再熱燃焼器出口気体定数： } R_{gab} = \frac{R_0 \cdot (A/F)_{ab} + R_f}{(A/F)_{ab} + 1} \quad [kJ/kg \cdot K] \quad (4.2.61)$$

再熱燃焼器における反応を考慮し，再熱燃焼器出口の各成分の流量は次式で表せる．当量比 1 以上の燃料過濃燃焼の場合は，反応しない燃料も排出される．

$$\text{再熱燃焼器出口酸素流量： } G_{oabo} = G_{oabi} - G_{fabr} \times 8 \quad [kg/s] \quad (4.2.62)$$

$$\text{再熱燃焼器出口窒素流量： } G_{nabo} = G_{nabi} \quad [kg/s] \quad (4.2.63)$$

$$\text{再熱燃焼器出口水蒸気流量： } G_{wabo} = G_{fabr} \times 9 + G_{wabi} \quad [kg/s] \quad (4.2.64)$$

$$\text{再熱燃焼器出口燃料流量： } G_{fabo} = G_{fabi} - G_{fabr} \quad [kg/s] \quad (4.2.65)$$

これらを総計して，再熱燃焼器の出口総流量は次式で表せる．これと排気ノズル流量が一致するように収束計算を行った．

$$\text{再熱燃焼器出口総流量： } G_{abo} = G_{oabo} + G_{nabo} + G_{wabo} + G_{fabo} \quad [kg/s] \quad (4.2.66)$$

#### 4.2.9 排気ノズル

排気ノズルの性能評価と状態量の算出においては，「ガスタービン」[23] および「工業熱力学演習」[25]を参考にした．ノズルスロット面積は，再熱燃焼器から供給される燃焼ガス流量に応じて変化することとした．また，ノズル出口面積はインテークの捕獲面積で固定し，ノズルスロット面積に応じた開口比を計算して膨張計算を行った．従って，ノズル入口圧と外気圧の比が小さい低マッハ数においては過膨張，ノズル入口圧と出口圧の比が大きい高マッハ数においては，不足膨張として推力を推算した．

まず，次式によりノズルの臨界圧力を求め，ノズル出口圧力が臨界圧力より高い場合と低い場合のノズルスロットの静圧を求めた．

$$\text{ノズル臨界圧力： } p_{ncr} = P_{abo} \cdot \left( \frac{2}{\gamma_{gab} + 1} \right)^{\frac{\gamma_{gab}}{\gamma_{gab} - 1}} \quad [kPa] \quad (4.2.67)$$

$$\begin{aligned} \text{ノズルスロット静圧： } p_{nt} &= p_0 & (p_0 \geq p_{ncr}) & \quad [kPa] \\ p_{nt} &= p_{ncr} & (p_0 \leq p_{ncr}) & \quad [kPa] \end{aligned} \quad (4.2.68)$$

次に，次式によりノズルスロットの静温と速度を求め，ノズルスロット面積( $A_{nt}$ )を収束変数としてノズルの燃焼ガス流量を算出した．この流量と再熱燃焼器の出口流量が一致するように収束計算を行った．

$$\text{ノズル静温：} \quad t_{nt} = T_{ab} \cdot \left( \frac{P_{nt}}{P_{abo}} \right)^{\frac{\gamma_{gab}-1}{\gamma_{gab}}} \quad [K] \quad (4.2.69)$$

$$\text{ノズル速度：} \quad v_{nt} = \sqrt{2 \cdot R_{gab} \cdot T_{ab} \cdot \frac{\gamma_{gab}}{\gamma_{gab}-1} \left\{ 1 - \left( \frac{P_0}{P_{abo}} \right)^{\frac{\gamma_{gab}-1}{\gamma_{gab}}} \right\}} \quad (p_0 \geq p_{cr}) [m/s]$$

$$v_{nt} = \sqrt{\gamma_{gab} \cdot R_{gab} \cdot t_{nt}} \quad (p_0 \leq p_{cr}) [m/s] \quad (4.2.70)$$

$$\text{ノズル流量：} \quad G_{nt} = \rho_{nt} \cdot v_{nt} \cdot A_{nt} \quad [kg/s] \quad (4.2.71)$$

ノズル出口のマッハ数は、ノズル膨張比 ( $\varepsilon_n$ ) を収束変数として、ノズルスロートが亜音速か超音速かで場合分けし、次式で求めた。

$$\text{ノズル出口マッハ数：} \quad M_{no} = M_{nt} \quad (M_{nt} \leq 1.0) \quad [-]$$

$$M_{no} = \sqrt{\frac{2}{\gamma_{gab}-1} \cdot \varepsilon_n^{\left( \frac{\gamma_{gab}-1}{\gamma_{gab}} \right)}} \quad (M_{nt} \geq 1.0) \quad [-] \quad (4.2.72)$$

ノズル開口比については、上記の出口マッハ数を用いて、ノズルスロートが亜音速か超音速かで場合分けして、次式で求めた。

$$\text{ノズル開口比：} \quad ER = 1 \quad (M_{nt} \leq 1) [-]$$

$$ER = \frac{1}{M_{no}} \cdot \left\{ \frac{(\gamma_{gab}-1) \cdot M_{no}^2 + 2}{\gamma_{gab}-1} \right\}^{\frac{\gamma_{gab}+1}{2 \cdot \gamma_{gab}-2}} \quad (M_{nt} \geq 1) [-] \quad (4.2.73)$$

この時、ノズル出口面積はインテーク入口面積より大きくならないように、ノズル最大開口比として次式を定義して、制約条件とした。

$$\text{ノズル最大開口比：} \quad ER_{\max} = \frac{A_{ii}}{A_{nt}} \quad (ER \leq ER_{\max}) \quad [-] \quad (4.2.74)$$

結果として、ノズル出口の静圧、静温、音速、速度を次式で算出し、推力の算出に用

いた .

$$\text{ノズル出口静圧 : } p_{no} = \frac{P_{abo}}{\varepsilon_n} \quad [kPa] \quad (4.2.75)$$

$$\text{ノズル出口静温 : } t_{no} = t_{nt} \cdot \left( \frac{1}{\varepsilon_n} \right)^{\frac{\gamma_{gab}-1}{\gamma_{gab}}} \quad [K] \quad (4.2.76)$$

$$\text{ノズル出口音速 : } c_{no} = \sqrt{\gamma_{gab} \cdot R_{gab} \cdot t_{no}} \quad [m/s] \quad (4.2.77)$$

$$\text{ノズル出口速度 : } v_{no} = c_{no} \cdot M_{no} \quad [m/s] \quad (4.2.78)$$

#### 4.2.10 推力

推力の算出においては、「ガスタービン」[23]を参考にした。比較のため、音速ノズルの場合と、インテークの捕獲面積まで膨張させた場合の有効推力(捕獲面積にかかるインテーク抗力を差し引いた推力)を算出した。

有効推力(音速ノズル) :

$$F_c = G_{nt} \cdot v_{nt} - \rho_0 \cdot v_0^2 \cdot A_{ii} + A_{nt} \cdot (p_{nt} - p_0) \cdot g \times 10^4 \quad [N] \quad (4.2.79)$$

有効推力(捕獲面積膨張) :

$$F_{cd} = G_{nt} \cdot v_{no} - \rho_0 \cdot v_0^2 \cdot A_{ii} + A_{no} \cdot (p_{no} - p_0) \cdot g \times 10^4 \quad [N] \quad (4.2.80)$$

また、軌道解析に提供するための捕獲面積あたりの推力と燃料比推力を算出した。

$$\text{推力 / 捕獲面積 : } F/A = \frac{F_{cd}}{A_{ii}} \quad [N/m^2] \quad (4.2.81)$$

$$\text{燃料比推力 : } I_{sp} = \frac{F_{cd}}{(G_{fmb} + G_{fab}) \cdot g} \quad [sec] \quad (4.2.82)$$

### 4.3 軌道解析

エンジン性能推算結果を用いて、各エンジンを使用したスペースプレーンのペイロードを比較するための軌道解析プログラムを作成した。機体は質点として扱い、運動方程式の作成に当たっては「スペースプレーン」[26]と文献[27]を参考にした。また、空力係数については、NAL スペースプレーン 0 次形状[28]の係数を適用した。

図 4.3-1 に軌道解析に用いた力線図を示す。運動方程式においては、スペースプレーンの質点に推力、高度を考慮した重力、遠心力、揚力、抗力がかかるものとした。解析においては設定した飛行動圧を達成するための迎え角と推力を収束計算で求めた。各飛行マッハ数における最大推力はエンジン性能解析結果から多項近似式を作成して与えた。制約条件としては、マッハ 0.7 以上で飛行動圧一定、迎え角  $0 \sim 20\text{deg}$ 、上昇角  $45\text{deg}$  以下、および最大推力を与えた。解析においては、一段加速終了時の残質量を最大とする迎え角スケジュールと推力スケジュールを求める非線形計画問題について、準ニュートン法を用いて局所最適解を求めた。

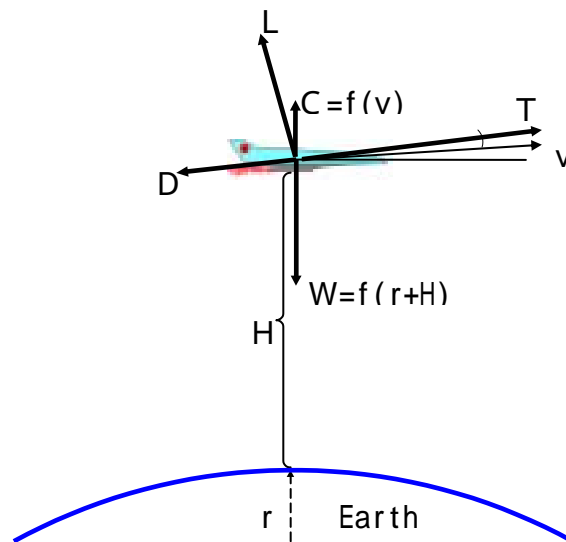


図4.3-1 飛行解析で用いた力線図

#### 4.3.1 大気状態

大気圧力と大気温度は，4.1.1において，理科年表[19]を基にして高度を変数とした近似式を作成して適用した．他の状態量は「圧縮性流体の力学」[21]を参考にして，大気圧力と大気温度から熱力学関係式を用いて求めた．設定された動圧の軌道を算出するためには，飛行マッハ数に対応した飛行高度( $H$ )を収束計算で求めた．また，次式のように，地球の半径に飛行高度を加えて飛行半径を求めた．

$$\text{飛行半径：} \quad r = 6378.14 + H \quad [km] \quad (4.3.1)$$

#### 4.3.2 インテーク

インテークの各部状態量については”Elements of Gas Turbine Propulsion” [22]を参考にして定式化した．速度に関しては，地球に対する相対速度で定義する対地飛行速度と，絶対座標系に対する慣性飛行速度を使用した．局地風はないものとし，対気飛行速度と対地飛行速度は一致するものとした．

$$\text{対地飛行速度：} \quad v_0 = M_0 c_0 \quad [m/s] \quad (4.3.2)$$

$$\text{慣性飛行速度：} \quad v_{abs} = 464 + v_0 \quad [m/s] \quad (4.3.3)$$

飛行動圧は次式から求め，これが設定動圧になるような軌道を求めた．

$$\text{飛行動圧：} \quad P_{d0} = \frac{\rho_0 v_0^2}{2 \times 1000} \quad [kPa] \quad (4.3.4)$$

インテークの全圧回復率は MIL-E-5008B の計算式を用いて求めた．

$$\text{インテーク全圧回復率：} \quad \eta_{pi} = 1 \quad (M_0 < 1) \quad [-] \quad (4.3.5)$$

$$\eta_{pi} = 1 - 0.075 \times (M_0 - 1)^{1.35} \quad (1 \leq M_0 \leq 6.5) \quad [-] \quad (4.3.6)$$

$$\eta_{pi} = 0 \quad (M_0 > 6.5) \quad [-] \quad (4.3.7)$$

#### 4.3.3 飛行荷重

空力係数は，NAL スペースプレーン 0 次形状[28]のデータから，揚力傾斜，零揚力抵



抗係数，および誘導抵抗係数を算出し，多項式近似したものをを用いた．揚力，抗力，重力および遠心力については「スペースプレーン」[26]を参考にして定式化した．推力はマッハ数に応じて与えられた最大推力以下で任意の推力を使用できることとした．各マッハ数ステップにおける時間，迎角，推力を変数として，最終到達マッハ数における質量が最大となるような飛行スケジュールを求めた．

空力係数として，揚力係数と抗力係数は次式により求めた．

$$\text{揚力係数：} \quad C_L = C_{L\alpha} \cdot \alpha \quad [-] \quad (4.3.8)$$

$$\text{抗力係数：} \quad C_d = C_{d0} + k \cdot C_L^2 \quad [-] \quad (4.3.9)$$

この時，NAL スペースプレーン 0 次形状の揚力傾斜，零揚力抵抗係数，および誘導抵抗係数は，次の近似式で表される．

揚力傾斜：

$$C_{L\alpha} = 3.542 \times 10^{-2} \times M_0^3 - 2.676 \times 10^{-2} \times M_0^2 + 1.946 \times 10^{-3} \times M_0 + 2.112 \times 10^{-2} \\ (M < 1.2) \quad [-] \quad (4.3.10)$$

$$C_{L\alpha} = 3.371 \times 10^{-4} \times M_0^2 - 6.680 \times 10^{-3} \times M_0 + 4.099 \times 10^{-2} \\ (M \geq 1.2) \quad [-] \quad (4.3.11)$$

零揚力抵抗係数：

$$C_{d0} = -1.042 \times 10^{-2} \times M_0^3 + 2.368 \times 10^{-2} \times M_0^2 - 6.752 \times 10^{-3} \times M_0 + 2.615 \times 10^{-2} \\ (M < 1.2) \quad [-] \quad (4.3.12)$$

$$C_{d0} = -2.660 \times 10^{-6} \times M_0^5 + 1.044 \times 10^{-4} \times M_0^4 - 1.615 \times 10^{-3} \times M_0^3 \\ + 1.231 \times 10^{-2} \times M_0^2 - 4.664 \times 10^{-2} \times M_0 + 8.690 \times 10^{-2} \\ (M \geq 1.2) \quad [-] \quad (4.3.13)$$

誘導抵抗係数：

$$k = 4.407 \times 10^{-1} \times M_0^5 - 1.756 \times M_0^4 + 2.0865 \times M_0^3 - 6.887 \times 10^{-1} \times M_0^2 + 6.763 \times 10^{-2} \times M_0 + 2.500 \times 10^{-1} \quad (M < 1.5) \quad [-] \quad (4.3.14)$$

$$k = 9.705 \times 10^{-5} \times M_0^6 - 3.503 \times 10^{-3} \times M_0^5 + 5.047 \times 10^{-2} \times M_0^4 - 3.690 \times 10^{-1} \times M_0^3 + 1.428 \times M_0^2 - 2.451 \times M_0 + 1.808 \quad (M \geq 1.5) \quad [-] \quad (4.3.15)$$

これに翼面積 ( $S_{wing}$ ) を与えて、各時間ステップにおける揚力と抗力は次式で表せる。

$$\text{揚力：} \quad L_n = S_{wing} C_L \cdot P_{d0} \quad [kN] \quad (4.3.16)$$

$$\text{抗力：} \quad D_n = S_{wing} C_d \cdot P_{d0} \quad [kN] \quad (4.3.17)$$

一方、推力はエンジンが発生できる各マッハ数における最大推力を上限として、目標軌道を飛ぶために必要十分な推力を選べることにした。この推力 ( $F_n$ ) に対応し、各マッハ数の燃料比推力を用いて推進薬流量が求まる。そして、次式のように、各マッハ数ステップ ( $n$ ) における質量が定式化できる。実際の解析においては、加速終了時の質量が最大化するように、推力スケジュールを最適化した。

$$\text{推進薬流量：} \quad G_{f-n} = \frac{F_n \times 10^3}{g \cdot I_{sp}} \quad [kg/s] \quad (4.3.18)$$

$$\text{質量：} \quad m_n = m_{n-1} - G_{f-n-1} \times 10^{-3} \cdot \Delta t_{n-1} \quad [Mg] \quad (4.3.19)$$

この質量と、飛行高度に対応した重力加速度から、次式のように、各マッハ数ステップ意における重力が求まる。

$$\text{重力加速度：} \quad g_{ALT} = g \cdot \frac{6400^2}{(6400 + H)^2} \quad [m/s^2] \quad (4.3.20)$$

$$\text{重力：} \quad W_n = m_n \cdot g_{ALT} \quad [kN] \quad (4.3.21)$$

また，質量と慣性飛行速度を用いて，次式のように各時間ステップにおける遠心力が求まる．

$$\text{遠心力：} \quad C_n = \frac{m_n \cdot (v_{abs} \cdot \cos \Gamma_n)^2}{r \times 10^3} \quad [kN] \quad (4.3.22)$$

#### 4.3.4 運動方程式

図 4.3-1 に基づいて，スペースプレーン本体と質点として取り扱う運動方程式を作成した．運動方程式の作成に当たっては「スペースプレーン」[26]と文献[27]を参考にした．各マッハ数ステップ(n)における，加速度，上昇角変化率，水平方向速度，および上昇率は次式で表せる．

$$\text{加速度：} \quad \left( \frac{dv_0}{d\tau} \right)_n = \frac{F_n \cdot \cos \alpha_n - D_n + (C_n - W_n) \cdot \sin \Gamma_n}{m_n} \quad [m/s^2] \quad (4.3.23)$$

$$\text{上昇角変化率：} \quad \left( \frac{d\Gamma}{d\tau} \right)_n = \frac{L_n + F_n \cdot \sin \alpha_n + (C_n - W_n) \cdot \cos \Gamma_n}{m_n \cdot v_0} \cdot \frac{180}{\pi} \quad [deg/s] \quad (4.3.24)$$

$$\text{水平方向速度：} \quad \left( \frac{dX}{d\tau} \right)_n = \frac{6378.14}{r} \cdot v_0 \cdot \cos \Gamma_n \quad [m/s] \quad (4.3.25)$$

$$\text{上昇率：} \quad \left( \frac{dr}{d\tau} \right)_n = v_0 \cdot \sin \Gamma_n \quad [m/s] \quad (4.3.26)$$

#### 4.3.5 速度損失

飛行軌道の特徴を把握するために，各マッハ数ステップ(n)における，重力損失，抗力損失，および制御損失を次式のように定義して評価した．

$$\text{重力損失：} \quad \Delta v_{g-n} = \Delta v_{g-n-1} + g_{H-n-1} \cdot \sin \Gamma_{n-1} \cdot \Delta t_{n-1} \quad [m/s] \quad (4.3.27)$$

$$\text{抗力損失：} \quad \Delta v_{d-n} = \Delta v_{d-n-1} + \frac{D_{n-1}}{m_{n-1}} \cdot \Delta t_{n-1} \quad [m/s] \quad (4.3.28)$$

$$\text{制御損失：} \quad \Delta v_{m-n} = \Delta v_{m-n-1} + \frac{F_{n-1}}{m_{n-1}} (1 - \cos \alpha_n) \cdot \Delta t_{n-1} \quad [m/s] \quad (4.3.29)$$

$$\text{総損失：} \quad \Delta v_{loss-n} = \Delta v_{g-n} + \Delta v_{d-n} + \Delta v_{m-n} \quad [m/s] \quad (4.3.30)$$

#### 4.3.6 飛行状態

飛行軌道は空気吸込み式エンジンが最大性能を発揮する最大動圧軌道とし、設定動圧適応解析を実施した。設定した動圧に応じた高度と速度を得るための解析方法として、はマッハ数分割法を適用し、各マッハ数で飛行する時間、迎角、および推力を収束計算で求めた。時間間隔は2000秒を最大値とした。迎角は5度から20度の範囲で制限した。上昇角は45度を最大値とし、二段式スペースプレーンにおいては、二段分離を想定して、空気吸込み式エンジンによる加速の終了時に6.0度となるように設定した。

時間間隔 ( $\Delta \tau_n$ ) を収束変数として、各マッハ数ステップ(n)における、飛行秒時、上昇角、水平距離、飛行高度、および慣性飛行速度は次式で表せる。このうち、飛行高度と慣性飛行速度について、目標軌道の値と一致するように収束計算を行った。

$$\text{飛行秒時：} \quad \tau_n = \tau_{n-1} + \left( \frac{dr}{d\tau} \right)_{n-1} \cdot \Delta \tau_{n-1} \quad [\text{sec}] \quad (4.3.31)$$

$$\text{上昇角：} \quad \Gamma_n = \Gamma_{n-1} + \left( \frac{d\Gamma}{d\tau} \right)_{n-1} \cdot \Delta \tau_{n-1} \quad [\text{deg}] \quad (4.3.32)$$

$$\text{水平距離：} \quad X_n = X_{n-1} + \left( \frac{dX}{d\tau} \right)_{n-1} \cdot \Delta \tau_{n-1} \times 10^{-3} \quad [km] \quad (4.3.33)$$

$$\text{飛行高度(対地高度)：} \quad H_n = H_{n-1} + \left( \frac{dr}{d\tau} \right)_{n-1} \cdot \Delta \tau_{n-1} \times 10^{-3} \quad [km] \quad (4.3.34)$$

$$\text{慣性飛行速度：} \quad v_{absc-n} = v_{absc-n-1} + \left( \frac{dv_0}{d\tau} \right)_{n-1} \cdot \Delta \tau_{n-1} \quad [m/s] \quad (4.3.35)$$

#### 4.4 エンジン質量推算

エンジンの質量は、予冷熱交換器、インテーク・ノズル、コアエンジンに分けて推算した。

##### 4.4.1 予冷熱交換器

予冷熱交換器の質量は、「伝熱工学資料」[16]のフィン付きシェル・アンド・チューブ型熱交換器の設計計算方法を用いて推算した。図 4.4-1 に予冷熱交換器の質量推算結果を示す。は文献[9-11]における実験値である。は熱交換器入口の空力加熱を考慮して予冷部をステンレス、液化部をアルミニウムとして質量推算したものである。は予冷部もアルミニウムと同じ密度の先進材料と仮定して推算したものであり、単段式スペースプレーンの解析においてはこの値を使用した。88K 付近では液化部を追加しているため急激に大きくなっている。

二段式スペースプレーンの予冷熱交換器については、現状技術で製作することを想定し、チューブ材質を全てステンレスとして検討した。

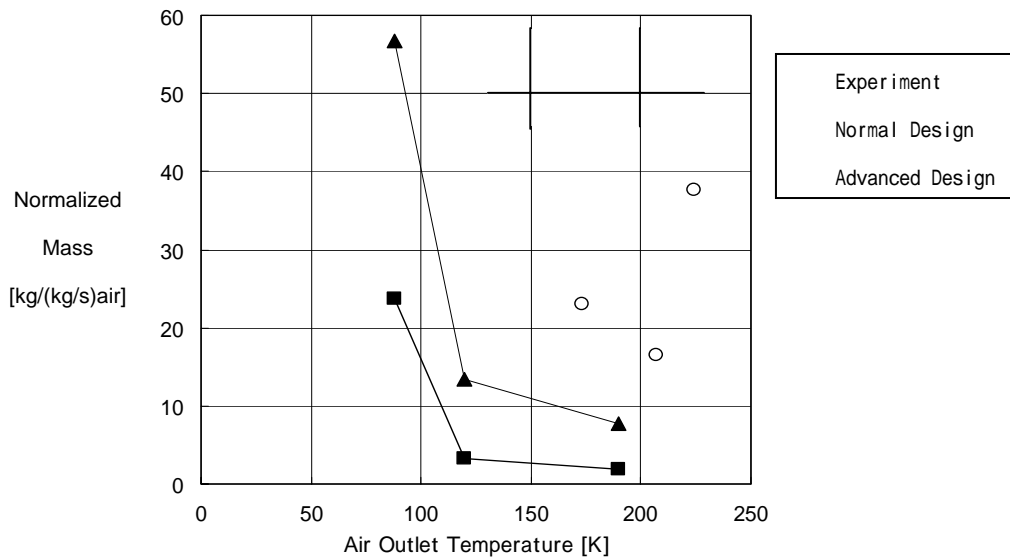


図 4.4-1 予冷熱交換器の空気出口温度と質量の関係

予冷器の伝熱面積は、次式のように、対数平均温度差と交換熱量から算出される。

$$\text{予冷器対数平均温度差： } \Delta T_{l_{mx}} = \frac{(T_{axi} - T_{fxo}) - (T_{axo} - T_{fxi})}{\ln \frac{T_{axi} - T_{fxo}}{T_{axo} - T_{fxi}}} \quad [K] \quad (4.4.1)$$

$$\text{予冷器伝熱面積： } A_x = \frac{Q_x}{\dot{q}_x \cdot \Delta T_{l_{mx}}} \quad [m^2] \quad (4.4.2)$$

この伝熱面積要求と圧力損失要求を満たすような熱交換器を具体的に設計して、予冷器質量係数 $(m/A)_x$ を算出しておくことで、次式により任意の流量に対応した予冷器質量を簡易的に算出できる。

$$\text{予冷器質量： } m_x = (m/A)_x \cdot A_x \quad [kg] \quad (4.4.3)$$

液化器の伝熱面積についても同様に、次式のように、対数平均温度差と交換熱量から算出される。

$$\text{液化器対数平均温度差： } \Delta T_{l_{ml}} = \frac{(T_{axo} - T_{fxi}) - (T_{axo} - T_{fli})}{\ln \frac{T_{axo} - T_{fxi}}{T_{axo} - T_{fli}}} \quad [K] \quad (4.4.4)$$

$$\text{液化器伝熱面積： } A_l = \frac{Q_l}{\dot{q}_l \cdot \Delta T_{l_{ml}}} \quad [m^2] \quad (4.4.5)$$

この伝熱面積要求と圧力損失要求を満たすような熱交換器を具体的に設計して、液化器質量係数 $(m/A)_l$ を算出しておくことで、次式により任意の流量に対応した液化器質量を簡易的に算出できる。

$$\text{液化器質量： } m_l = (m/A)_l \cdot A_l \quad [kg] \quad (4.4.6)$$

#### 4.4.2 インテーク・ノズル

ターボエンジンのインテーク・ノズルの質量は、NASA-CR-182226 (HASA) [29] の手法を基にして算出した。また、スクラムジェットを構成するスクラムダクトの質量は、カーボンカーボンを仮定して、パネルと梁の最適化計算を行い、推力質量比を算出した。

まず，スクラムジェットについて，飛行動圧，総断面積，および推力係数[1]を与えて，次式により，推力を算出する．

$$\text{スクラムジェット推力：} \quad F_{ram} = P_{dram} A_{ram} C T_{ram \max} \quad [kgf] \quad (4.4.7)$$

次に，スクラムジェットの最高内部圧力，および1ユニット当りの断面積と長さを与えて，パネルと梁の最適化計算により，推力質量比 $(F/m)_{ram}$ を求める．これを用いて，次式により，任意の推力に対応したスクラムダクトの質量を簡易的に求めることができる．

$$\text{スクラムダクト質量：} \quad m_{ram} = \frac{F_{ram}}{(F/m)_{ram}} \quad [kg] \quad (4.4.8)$$

#### 4.4.3 コアエンジン

コアエンジンの質量は，図4.4-2に示すように，ターボジェットエンジンのデータベースにおいて，空気流量と圧力比で構成される質量係数(FAC)を定義して推算した．データベースは，"Jane's Aero-Engines" [30] を基にして作成された．データベースには，図4.4-3に示すYJ-69エンジンと高当量比エンジンの設計結果が含まれている．質量係数(FAC)を作成するにあたり，圧力比の指数部の係数は全データベースに適用したときの標準偏差が最小となる値を算出した．

結果として，コアエンジン質量は，エンジンの修正空気流量と圧力比を用いて，次式で表せた．

$$\text{修正空気流量：} \quad \bar{G}_a = G_a \cdot \frac{T_{axi}}{288} \quad [kg/s] \quad (4.4.9)$$

$$\text{コアエンジン質量：} \quad m_{ij} = 9.8851 \times \bar{G}_a \cdot \pi^{0.265} \quad [kg] \quad (4.4.10)$$

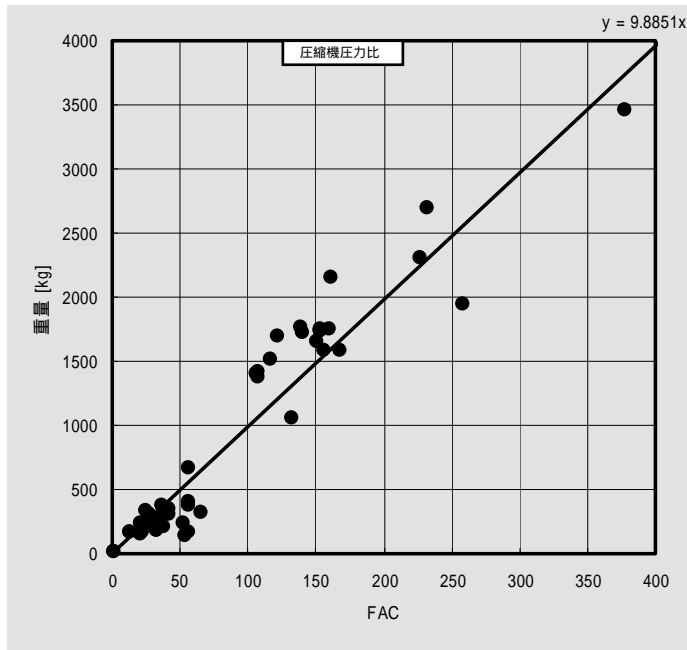


図 4.4-2 ターボジェット質量係数と質量の関係

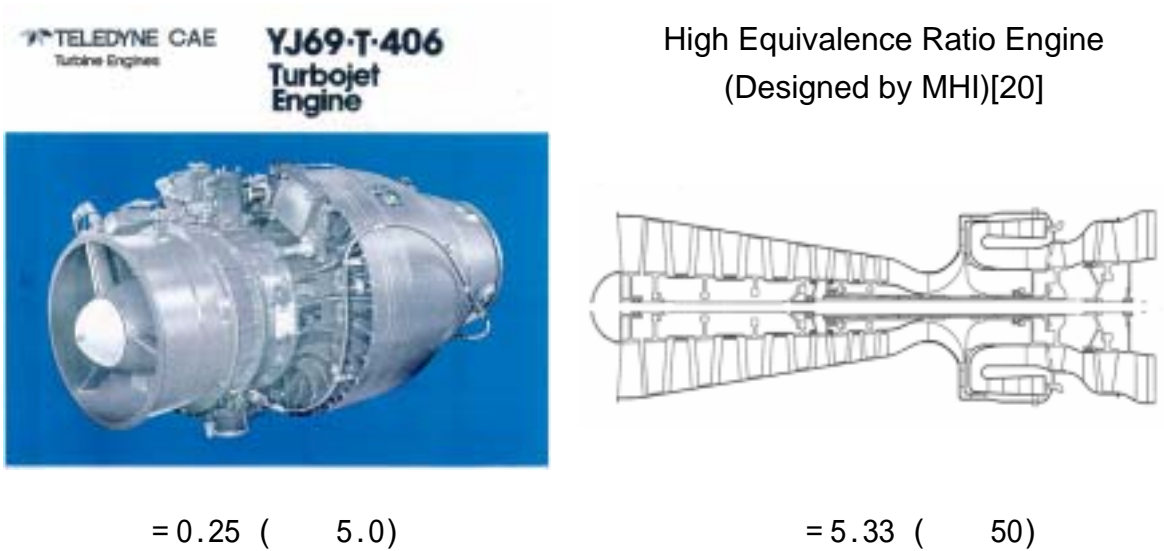


図 4.4-3 コアエンジンモデル



#### 4.4.4 ロケットエンジン

ロケットエンジンの質量は，図 4.4-4 に示す LE-7A[31]の推力質量比 $(F/m)_{re}$ を基にして，次式から推算した．

$$\text{ロケットエンジン質量：} \quad m_{re} = \frac{F_{re}}{(F/m)_{re}} \quad [kg] \quad (4.4.11)$$

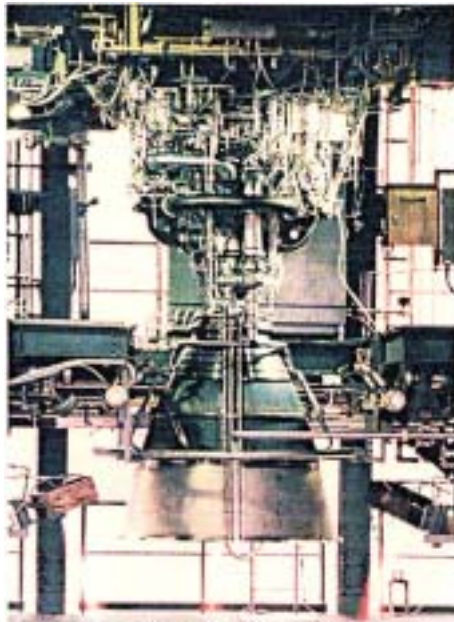


図 4.4-4 LE - 7 Aエンジン

#### 4.5 機体部品質量推算

機体部品の質量は NASA-CR-182226 (HASA)[29]を基本として推算した。主翼の質量は、翼面荷重を仮定して、離陸質量に対する揚力が発生できるものとして推算した。単段式スペースプレーンの解析において、機体と液体水素タンクの材質としては、安全率 4.5 の複合材を、液体酸素タンクの材質としては、安全率 1.5 のアルミニウム合金を仮定した。二段式スペースプレーンの解析においては、機体、タンクともにアルミニウム合金を仮定した。

##### 4.5.1 胴体

胴体質量は HASA[29]の推算式で推算した。胴体長はタンク合計の長さと同じとなるように収束計算を行った。軌道解析で算出された最大加速度を用いて、終局荷重倍数 (ULF) を設定した。

胴体長 ( $l_b$ ) を収束変数として、後述のタンク質量推算の過程で得られる次式のタンク長さ合計と一致するように収束計算を行った。

$$\text{タンク長さ合計: } l_t = d_{ft} + l_{ft} + d_{ot} + l_{ot} \quad [m] \quad (4.5.1)$$

また、胴体質量推算に必要な胴体濡れ面積は、次式で求めた。

$$\text{胴体濡れ面積: } S_b = 4\pi \cdot \frac{d_t^2}{4} + \pi \cdot d_t \cdot (l_{ft} + d_t + l_{ot}) \quad [m^2] \quad (4.5.2)$$

これらの値を用いて、胴体質量は次式から求めた。

$$\text{胴体質量: } m_b = 0.1547 \times 9.406 \times \left( \frac{l_b \cdot ULF}{d_{be}} \right)^{0.15} \cdot P_{d0\max}^{0.16} \cdot S_b^{1.05} \cdot MF_b \quad [kg] \quad (4.5.3)$$

##### 4.5.2 主翼・垂直尾翼

主翼と垂直尾翼の質量は HASA[29]の推算式で推算した。揚力は胴体下面からも発生すると考え、翼面荷重から得られる面積から胴体下面面積を引いて主翼面積を求めた。主翼の質量は、翼面荷重を仮定して、離陸質量に対する揚力が発生できるものとして推

算した。軌道解析で設定した最大加速度を用いて、終局荷重倍数 (ULF) を設定した。

主翼基準面積は、次式のように翼面荷重を与えて得られる総主翼面積から胴体下面面積を減じて求めた。

$$\text{総主翼面積：} \quad S_{mwub} = \frac{m_{gto}}{(W/S)_{\max}} \quad [m^2] \quad (4.5.4)$$

$$\text{胴体下面面積：} \quad S_{ub} = l_b \cdot d_{ft} \quad [m^2] \quad (4.5.5)$$

$$\text{主翼基準面積：} \quad S_{mw} = S_{mwub} - S_{ub} \quad [m^2] \quad (4.5.6)$$

この主翼基準面積と終局荷重倍数、およびアスペクト比等の形状係数を設定して、主翼質量は次式で求められる。

主翼質量：

$$m_{mw} = 1.106 \times MF_{mw} \cdot \left\{ \left( \frac{m_{gto} \cdot ULF}{1000} \right)^{0.52} \cdot S_{mw}^{0.7} \cdot AR^{0.47} \cdot \left( \frac{1 + \Lambda}{TH/C} \right)^{0.4} \cdot \left( 0.3 + \frac{0.7}{\cos \lambda_{1/2}} \right) \right\}^{1.017} \quad [kg] \quad (4.5.7)$$

また、次式のように、主翼面積との比率から垂直尾翼面積を算出して統計式に適用することで、垂直尾翼質量を算出した。

$$\text{垂直尾翼面積：} \quad S_{vw} = 0.14 \times S_{mw} \quad [m^2] \quad (4.5.8)$$

$$\text{垂直尾翼質量：} \quad m_{vw} = 30.23 \times S_{vw} \quad [kg] \quad (4.5.9)$$

#### 4.5.3 燃料タンク

燃料タンク質量は設計計算によって推算した。タンクの強度については、円筒部とドーム部に分割して、「機械工学必携」[24]を参考にして計算式を作成した。単段式スペースプレーンの解析においては、安全率 4.5 の複合材を仮定した。二段式スペースプレーンの解析においては安全率 1.5 のアルミニウム合金を仮定した。燃料搭載質量としては軌道解析の結果として得られた質量を入力し、タンク体積を求める際に、5%の体積余裕を持たせた。

軌道解析の結果として得られる燃料搭載質量 ( $m_f$ )、および燃料密度や体積余裕を用

いて，次式から燃料タンクに必要な体積が求められる．

$$\text{燃料タンク必要体積：} \quad V_{ft} = \frac{m_f}{\rho_f} \cdot (1 + VR_{ft}) \quad [m^3] \quad (4.5.10)$$

次に，タンク直径を設定して，燃料タンクのシリンダ長さが次式で求められる．

$$\text{燃料タンクシリンダ長さ：} \quad l_{ft} = \frac{\left\{ V_f - \frac{4\pi}{3} \cdot \left( \frac{d_{ft}}{2} \right)^3 \right\}}{\pi \cdot \left( \frac{d_{ft}}{2} \right)^2} \quad [m] \quad (4.5.11)$$

そして，安全率，タンク内圧，および耐力を設定して，次式によりシリンダ部とドーム部の板厚が求められる．

$$\text{燃料タンクシリンダ板厚：} \quad th_{fts} = SF_{ft} \cdot p_{ft} \times 10^4 \cdot \frac{\sigma_{mft}}{10^3} \cdot \frac{d_{ft}}{2} \quad [mm] \quad (4.5.12)$$

$$\text{燃料タンクドーム板厚：} \quad th_{fd} = \frac{SF_{ft}}{2} \cdot p_{ft} \times 10^4 \cdot \frac{\sigma_{mft}}{10^3} \cdot \frac{d_{ft}}{2} \quad [mm] \quad (4.5.13)$$

これらの値を用いて，燃料タンク質量は次式で表せる．

$$\text{燃料タンク質量：} \quad m_{ft} = 2 \times \left\{ \frac{th_{fs}}{10^3} \cdot \pi \cdot d_{ft} \cdot l_{ft} + \frac{th_{fd}}{10^3} \cdot 4\pi \cdot \left( \frac{d_{ft}}{2} \right)^2 \right\} \cdot \rho_{mft} \times 10^3 \quad [kg] \quad (4.5.14)$$

#### 4.5.4 酸化剤タンク

酸化剤タンク質量は設計計算によって推算した．タンクの強度については，円筒部とドーム部に分割して，「機械工学必携」[24]を参考にして計算式を作成した．酸化剤タンクの材質としては，安全率 1.5 のアルミニウム合金を仮定した．酸化剤タンクには複合材は適用できないため，単段式スペースプレーンにおいてもアルミニウム合金とした．酸化剤搭載質量としては軌道解析の結果として得られた質量を入力し，タンク体積を求

める際に，5%の体積余裕を持たせた．

下記のように，燃料タンクと同様の計算式から，酸化剤タンクの質量が求められる．

$$\text{酸化剤タンク必要体積： } V_{ot} = \frac{m_o}{\rho_o} \cdot (1 + VR_{ot}) \quad [m^3] \quad (4.5.15)$$

$$\text{酸化剤タンクシリンダ長さ： } l_{ot} = \frac{\left\{ V_o - \frac{4\pi}{3} \cdot \left( \frac{d_{ot}}{2} \right)^3 \right\}}{\pi \cdot \left( \frac{d_{ot}}{2} \right)^2} \quad [m] \quad (4.5.16)$$

$$\text{酸化剤タンクシリンダ板厚： } th_{ots} = SF_{ot} \cdot p_{ot} \times 10^4 \cdot \frac{\sigma_{mot}}{10^3} \cdot \frac{d_{ot}}{2} \quad [mm] \quad (4.5.17)$$

$$\text{酸化剤タンク外板厚： } th_{otd} = \frac{SF_{ot}}{2} \cdot p_{ot} \times 10^4 \cdot \frac{\sigma_{mot}}{10^3} \cdot \frac{d_{ot}}{2} \quad [mm] \quad (4.5.18)$$

$$\text{酸化剤タンク質量： } m_{ot} = 2 \times \left\{ \frac{th_{os}}{10^3} \cdot \pi \cdot d_{ot} \cdot l_{ot} + \frac{th_{od}}{10^3} \cdot 4\pi \cdot \left( \frac{d_{ot}}{2} \right)^2 \right\} \cdot \rho_{mot} \times 10^3 \quad [kg] \quad (4.5.19)$$

#### 4.5.5 補機類

アクチュエータ，降着装置，熱防護材，電装品といった補機類の質量は HASA[29]の推算式を参考にして推算した．

次式のように，主翼の翼幅，主翼面積，垂直尾翼面積，飛行動圧，および胴体長を設定して，舵面駆動装置を求めることができる．

$$\text{主翼翼幅： } w_w = \frac{m_{gto}}{(W/S)_{\max} \cdot l_b} \times 2 \quad [m] \quad (4.5.20)$$

$$\text{舵面駆動装置質量： } m_{acw} = 2.825 \times \left\{ (S_{mw} + S_{vw}) \cdot \frac{P_{d0\max}}{10^3} \right\}^{0.334} \cdot \sqrt{l_b + w_w} \quad [kg] \quad (4.5.21)$$

また，ロケットエンジンのジンバル制御に必要なエンジン駆動装置の質量は，エンジン個数を設定して，統計データから次式で表せる．

$$\text{エンジン駆動質量： } m_{ace} = 141 \times n_{re} \quad [kg] \quad (4.5.22)$$

降着装置の質量は、離陸質量と統計データから、次式で表せる。ただし、単段式スペースプレーンの場合は離陸質量に対応した降着装置を取り付けると、正のペイロードが得られなかったため、着陸質量に対応した降着装置を取り付けることとした。この場合、カタパルト等の離陸時に分離できる滑走装置が必要となる。

$$\text{降着装置質量：} \quad m_{lg} = 0.0101 \times m_{gto}^{1.124} \quad [kg] \quad (4.5.23)$$

熱防護材の質量は、次式のように、まず、機体濡れ面積を求め、次に材料の密度と厚さを与えて推算した。

$$\text{機体濡れ面積：} \quad S_{tot} = S_b + 2 \times (S_{mw} + S_{vw}) \quad [m^2] \quad (4.5.24)$$

$$\text{熱防御材質量：} \quad m_{tps} = \rho_{tps} \times 10^3 \cdot th_{tps} \cdot S_{tot} \quad [kg] \quad (4.5.25)$$

最後に、電装品の質量は既存のシステムを参考にして設定した。

#### 4.5.6 ペイロード

ペイロードは、初期質量から総機体質量を引いて算出した。また、二段式スペースプレーンの場合は、上段と下段を同様に解析して、下段の総機体質量に上段の質量を加えた。

総機体質量は、上段質量( $m_2$ )を合わせて、次式から求めた。

総機体質量：

$$m_{tot} = m_b + m_{mw} + m_{vw} + m_{ft} + m_f + m_{ot} + m_o + m_{pcij} + m_{ram} + m_{re} + m_{ac} + m_{lg} + m_{tps} + m_{el} + m_2 \quad [kg] \quad (4.5.26)$$

ペイロードは、軌道解析で設定した初期質量( $m_{gto}$ )から、総機体質量を減じて、次式から求めた。

$$\text{ペイロード：} \quad m_{pl} = m_{gto} - m_{tot} \quad [kg] \quad (4.5.27)$$

#### 4.6 解析プログラムの特徴

実験から得られた要素特性を反映した予冷サイクルエンジンの性能解析プログラム，燃料消費率を算出するための軌道解析プログラム，およびエンジン質量と機体部品質量を推算するプログラムを作成した．この解析プログラムの特徴は下記の通りである．

- ・ 物性推算，燃焼解析等に多項式近似式を用いることにより，局所計算時間を短縮して，エンジン全体にわたる収束計算を短時間で行うことが可能となった．
- ・ 熱力学関係式によりエンジン各部の物理モデルを構築し，燃焼温度，軸動力バランス，各部空気流量，および熱収支バランスを全て満たすような収束計算を行うことで，予冷サイクルエンジンの性能解析を行うことができた．
- ・ マッハ0～6という広い作動範囲の空気吸込式エンジンについて，超音速インテークとエンジンの流量整合，各部温度制限，回転数制限，およびノズル出口面積の制約を全て考慮した非設計点性能解析方法を確立した．
- ・ 空気吸込式エンジンが最大性能を発揮する最大動圧軌道为目标として，迎え角と推力のスケジュールを最適化する簡易軌道解析方法を確立した．
- ・ 既存部品の質量データベースを基にした経験式と，予冷熱交換器や複合材タンク等の新規部品の設計計算を組み合わせた質量推算方法を確立した．

## 第5章 解析結果

第4章で作成したプログラムを用いて、スペースプレーンの飛行性能解析を行い、異なるエンジン構成におけるペイロード運搬性能の比較検討を行った。まず、予冷サイクルエンジンのうち、広い当量比範囲でサイクルが成立する予冷ターボジェットエンジンの概念設計を行い、当量比を変えた場合の性能の比較を行った(5.1)。次に、単段式スペースプレーンについて、予冷ターボジェットエンジン、空気液化式ロケットエンジン、およびロケット・ラムジェットエンジンを用いた場合のペイロード運搬性能の比較検討を行った(5.2)。最後に、より実現性の高い二段式スペースプレーンについて、予冷ターボジェットエンジン、予冷エアターボラムジェットエンジン、およびターボ・ラムジェットエンジンを用いた場合のペイロード運搬性能の比較検討を行った(5.3)。

### 5.1 予冷ターボジェットエンジンの概念設計

高圧力比化と小型化が可能で、スクラムジェットの加速手段として使用できる予冷ターボジェットエンジンの概念設計を行った。また、概念設計の結果として得られた数値と、4章で作成したプログラムを用いて、予冷ターボジェットエンジンのエンジン性能解析を行い、エンジン各部の作動状態を確認した。そして、当量比と圧力比を変えた場合のペイロード運搬性能を比較検討した。

#### 5.1.1 予冷ターボジェットエンジンの全体構成

スクラムジェットの側壁に装着して初期加速を行うために、燃焼圧の高い予冷ターボジェットエンジンのノズル部分をロケットエンジンとしても使用する、「予冷ターボジェット/ロケット複合エンジン」を設計した。同エンジンはロケットエンジン並みに小型にできるため、大型のスクラムジェットと組み合わせることで、高性能の単段式スペースプレーン用複合エンジン(図5.1-1)を実現できると考えられる。概念設計においては、サブスケールエンジンにおける各コンポーネントの概略形状と寸法を設定した。また、飛行マッハ数に応じた非設計点性能解析を行った。

図5.1-2に予冷ターボジェット/ロケット複合エンジンの系統図を示す。推進剤としては、液体酸素(液酸)と液体水素(液水)を想定している。このエンジンは、バルブ切替により、予冷ターボジェット(PCTJ)モードとロケットエンジン(RE)モードで作動できるようになっている。

PCTJモードでは、液酸バルブは閉められ、液水のみが予冷熱交換器を介してエンジンに供給される。液水の一部はロケット燃焼器に冷却剤として供給され、通過する排気ガスの熱を吸収して、液水ターボポンプを駆動してから排出される。

REモードでは、ターボ燃焼器上流の空気バルブが閉められ、液水と液酸がロケット燃



焼器に供給される RE モードでも液水の一部がロケット燃焼器に冷却剤として供給され、燃焼ガスの熱を吸収して、液水/液酸ターボポンプを駆動してから排出される。このサイクルは、LE-5B エンジン[23]のエキスパンダー・ブリードサイクルと同等のものである。このエンジンをスクラムジェットに組み込む場合は、スクラムジェットの燃料噴射器をターボポンプ駆動ガスの排出孔として使用することも考えられる。

図 5.1-3 にスクラムジェットに組み込んだ予冷ターボジェット/ロケット複合エンジンの断面図を示す。a)は低速飛行時、b)は高速飛行時、c)は RE およびスクラムジェット作動時のものである。スクラムジェットの寸法は航技研角田で検討を行っている実機エンジン[32-34]の 30%スケールに設定した。

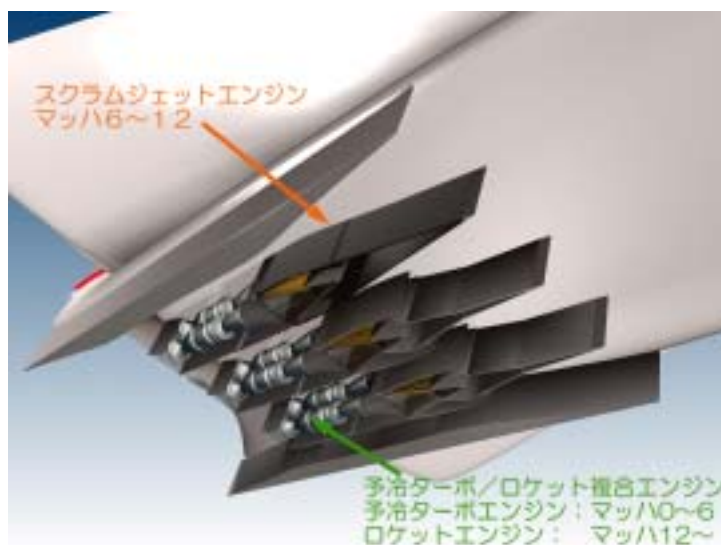


図5.1-1 単段式スペースプレーン用複合エンジンの概念図

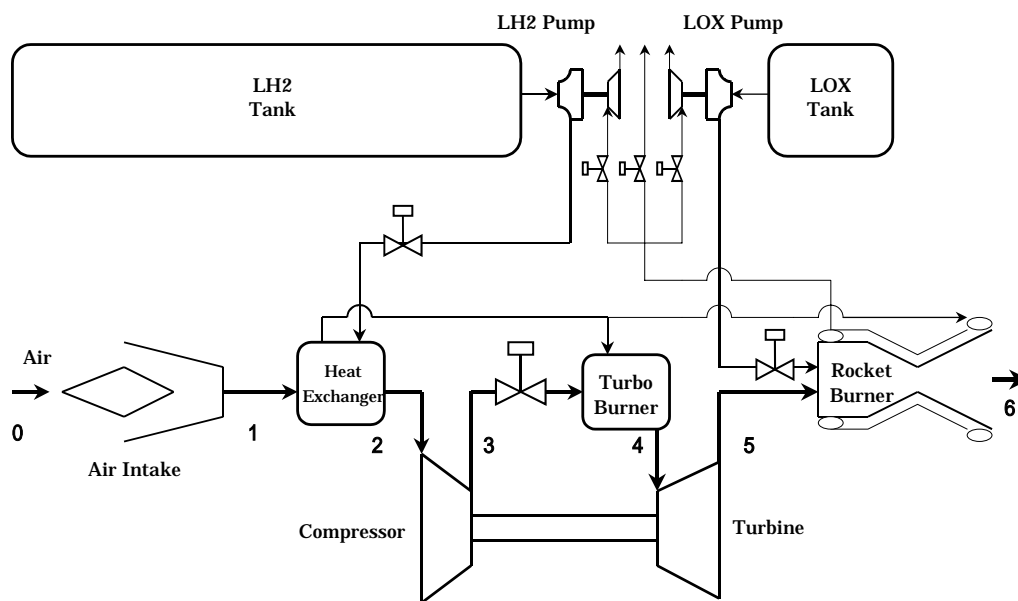
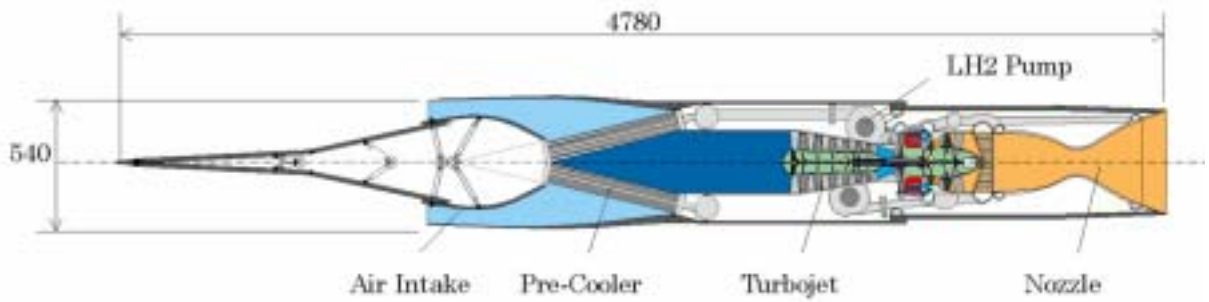
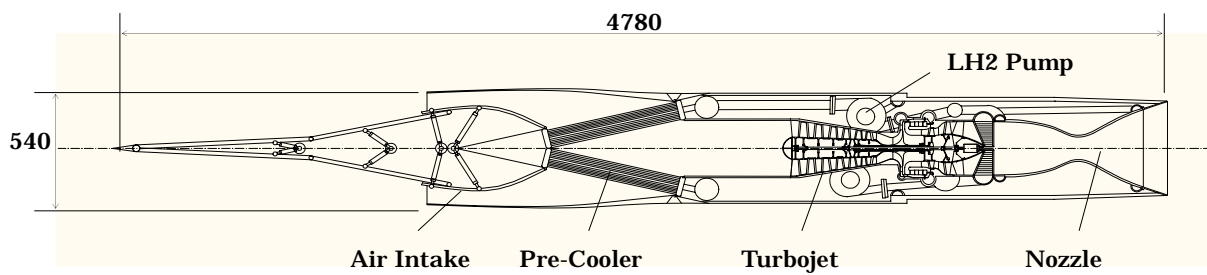


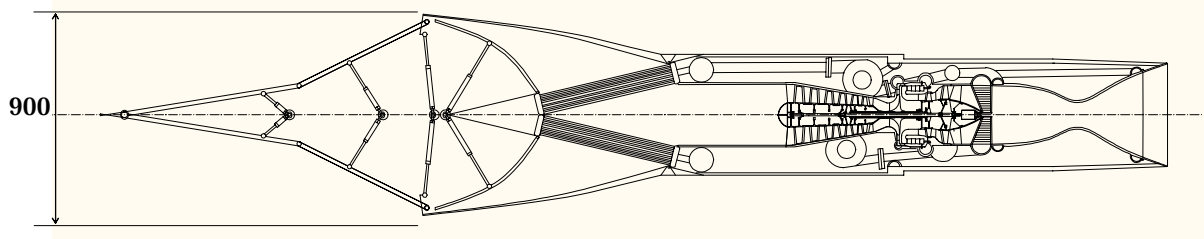
図5.1-2 予冷ターボジェット/ロケット複合エンジン系統図



a) 低速飛行時 (Mach 0.3 ~ 3程度)



b) 高速飛行時 (Mach 5 ~ 6)



c) RE(SCRAM) 作動時

図5.1-3 予冷ターボジェット/ロケット複合エンジン断面図

### 5.1.2 解析条件

表 5.1-1 にエンジン諸元，表 5.1-2 に主な解析条件を示す。

燃烧温度は当量比を制御して一定 (Case 1: 1100K, Case 2,3: 2000K,) となるようにした。当量比は予冷の効果が顕著になる燃料過濃側とした。

図 5.1-4 にエンジン性能解析の主要部分である収束計算の概要を示す。解析においては，各飛行条件において，燃烧温度，軸動力バランス，各部流量バランス，熱収支バランスの制約条件式がすべて満たされるように，当量比，回転数，各部流路面積，燃料（冷却剂）流量を収束変数として準ニュートン法を用いて収束計算を行った。

表5.1-1 エンジン諸元

|         |           |
|---------|-----------|
| 定格回転数   | 31920 rpm |
| 定格流量    | 10 kg/s   |
| 圧縮機入口直径 | 273 mm    |
| 圧縮機効率   | 0.85      |
| タービン効率  | 0.90      |
| 機械効率    | 0.95      |
| 燃烧効率    | 0.95      |
| 飛行動圧    | 34 kPa    |

表5.1-2 解析条件

|                            | Case 1 | Case 2 | Case 3 | RBCC |
|----------------------------|--------|--------|--------|------|
| Dynamic Pressure [kPa]     | 34     | 34     | 34     | 34   |
| Pressure Ratio             | 50     | 50     | 3.3    | 1.0  |
| Combustion Temperature [K] | 1100   | 2000   | 2000   | 2000 |
| Equivalence Ratio          | 5.3    | 1.8    | 1.8    | 0.8  |

収束変数

制約条件

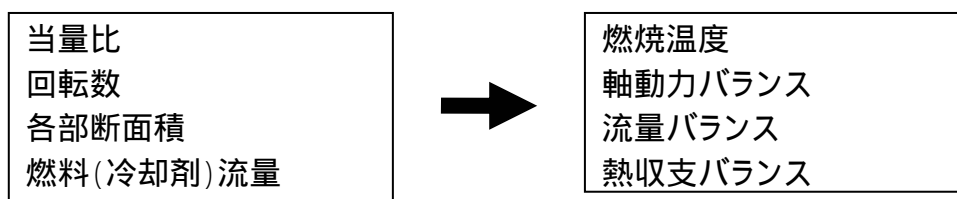


図5.1-4 収束計算の概要

### 5.1.3 エンジン各部流路面積

図 5.1-5 にエンジン各部断面積の変数定義，図 5.1-6 にエンジン各部流路面積の解析結果 (Case 1) を示す。インテークとエンジンの流量整合をとるために，実捕獲面積 ( $A_{ii}$ ) とインテークスロート面積 ( $A_{it}$ ) を可変とした。Mach 0.3~3 付近 (図 5.1-3 a)) では，エンジンに供給される空気流量分の有効捕獲面積 ( $A_{ie}$ ) が  $A_{ii}$  以下になっている。この場合は，スピレージ流量分の運動量がすべて抵抗になることとした。Mach 3.5 以上 (図 5.1-3 b)) では， $A_{ii}$  がスクラムジェットで制約される最大捕獲面積に達する。この場合は，エンジン回転数を下げて流量調整をすることとした。

燃焼温度を一定とすると，マッハ数が上がって圧縮機入口温度が上昇した場合，圧縮機とタービンの流量不整合が生じる。この不整合が，通常のターボジェットより大きいので，圧縮機静翼ではなく，タービン静翼を可変とし，タービンスロート面積 ( $A_{tt}$ ) を調節した。これにより圧縮機作動マップ上の作動線は最高効率の線を通ることとし，圧縮機とタービンの効率は一一定とした。また，エンジンとノズルの流量整合をとるために，RE のノズルスロート面積 ( $A_{nt}$ ) を可変とした。 $A_{tt}$  と  $A_{nt}$  の変化量は大きくはないが，高温部での可変機構となるため，成立性については検討を要する。

ノズル出口面積 ( $A_{no}$ ) はインテークの  $A_{ii}$  以下とした。Mach 2.0 以上では  $A_{ii}$  に制限され，不足膨張となっている。

### 5.1.4 回転数・動力

図 5.1-7 はエンジン回転数と軸動力の解析結果 (Case 1) である。Mach 3 以下では，予冷により圧縮機入口温度が下がり，音速が下がるため，修正回転数 ( $N_c$ ) の上限により最大回転数 ( $N$ ) が決まっている。一方，Mach 3.5 では，予冷器出口温度が設計点以上に上がるため実回転数の制約，Mach 3.5 以上では，インテークの  $A_{ii}$  の制約により最大回転数が決まり， $N_c$  が落ちている。

### 5.1.5 エンジン各部圧力

図 5.1-8 に圧力・温度の位置定義を示す。図 5.1-9 はエンジン各部圧力と圧力比の解析結果 (Case 1) である。圧力比は，Mach 3 以上で修正回転数が低下するのに伴って低下する。圧縮機出口圧 ( $P_3$ ) は Mach 3.5 で最大値 (8.0 MPa 程度) をとる。推力に直接関係するタービン出口圧 ( $P_5$ ) は 2.5~5.0 MPa 程度であり，RE 燃焼器を PCTJ 用ノズルとしても共用できる。

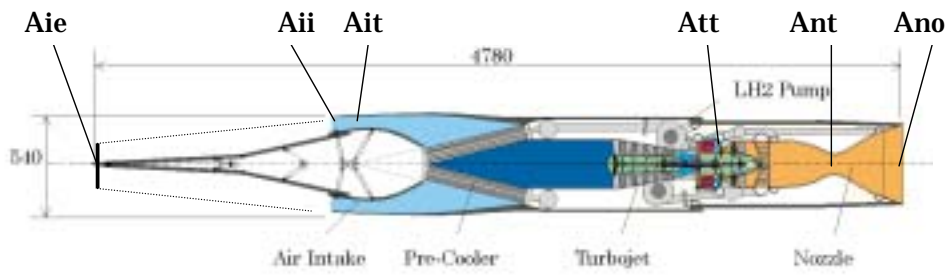


図5.1-5 断面積の変数定義

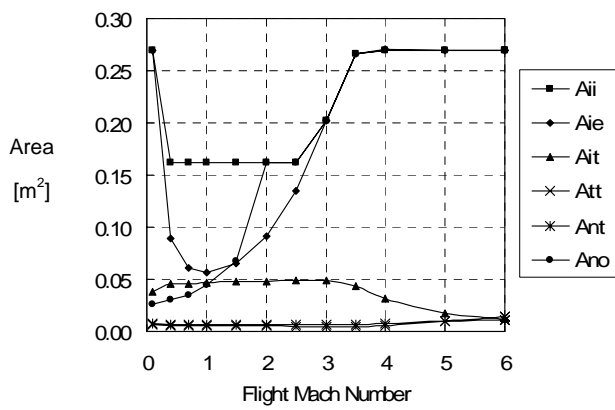


図5.1-6 各部断面積の変化(Case 1)

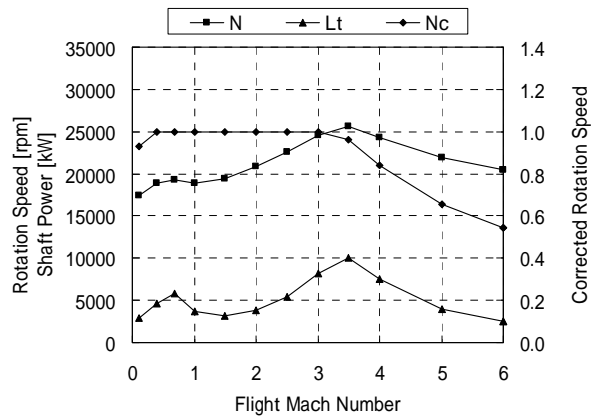


図5.1-7 回転数と動力の変化(Case 1)

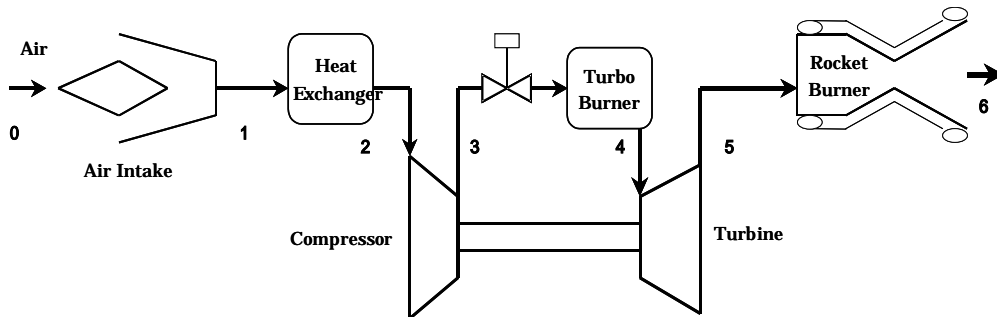


図5.1-8 圧力・温度の位置定義

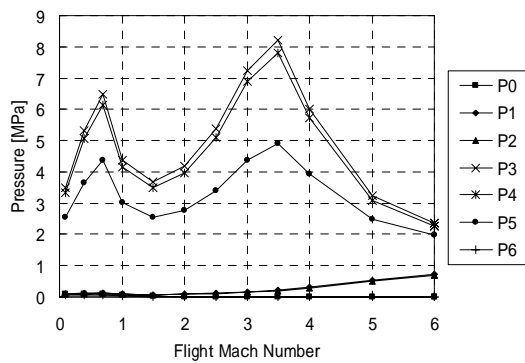


図5.1-9 各部圧力の変化(Case 1)

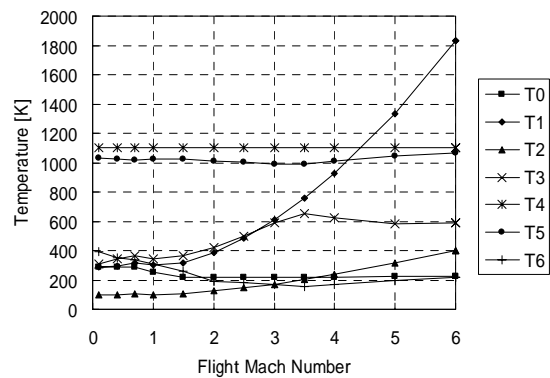


図5.1-10 各部温度の変化(Case 1)

### 5.1.6 エンジン各部温度

図 5.1-10 はエンジン各部温度の解析結果 (Case 1) である。インテーク出口温度 ( $T_1$ ) はマッハ数の上昇に伴い、急上昇する。よって、インテークと予冷熱交換器上流部には、耐熱性の高い材料が要求される。圧縮機入口温度 ( $T_2$ ) について、通常のターボジェットで実用化されている 900K レベル (Mach 3 飛行時) に対し、Case 1 では 600K 程度であり、製作上の問題はない。燃焼器出口温度 ( $T_4$ ) に曝されるタービンは、燃料過濃燃焼のため、燃料で冷却することになる。燃料過濃燃焼の実用化のためには、始動方法等で詳細な設計検討が不可欠である。Case 1 の温度に関しては、 $T_4$  が低いことと、冷却剤流量が多くなることで、設計が容易となる。

### 5.1.7 流量・当量比

図 5.1-11 と図 5.1-12 は流量と当量比の解析結果 (Case 1, Case 2) である。 $T_4$  を一定とするために、マッハ数や圧力比の変化により燃焼器入口温度が変わるときは、当量比を制御することとした。燃料過濃燃焼のため、マッハ数上昇により燃焼器入口温度が上がるときは、当量比 ( ) を上げる (より過濃にする) ことになる。これは、予冷熱交換器における冷却能力の向上にもなっている。Case 1 と Case 2 を比べると、Case 1 の方が燃料流量 ( $G_f$ )、空気流量 ( $G_a$ ) ともに多くなっている。 $G_f$  が多いのは、燃料過濃側で燃焼温度を下げているためであり、 $G_a$  が多いのは、冷却剤でもある燃料の流量が増えて冷却能力が上がり、空気密度が上昇しているためである。

### 5.1.8 エンジン性能比較

図 5.1-13 と図 5.1-14 は Case 1~3 の燃焼温度と圧縮機入口温度の比較である。Case 1 は燃料過濃側で当量比が高いため燃焼温度が低く、冷媒としての燃料の流量が増えるために圧縮機入口温度が低くなっている。比較用の RBCC においては、ラムジェット作動時は 2000K の希薄燃焼とした。

図 5.1-15 は面積推力の比較、図 5.1-16 は比推力の比較である。ここで面積推力とは、最大正面面積 (スクラムジェットの全正面面積) あたりの推力と定義している。Case 1 と Case 2 を比べると、Case 1 は面積推力が大きく、比推力が小さい。これは 5.1.7 で述べた  $G_f$  と  $G_a$  の違いの影響である。圧力比の小さい Case 3 は、Case 2 より面積推力、比推力ともに低い。また、タービン出口圧が低くノズルスロート径が大きくなるため、RE 燃焼器を別に用意する必要がある。よって、単段式スペースプレーンへの適用を考えると、性能、質量、スペースともに不利となる。

RBCC と Case 1 は傾向が全く異なるため、単純比較はできないが、平均した推力・比推力のレベルは近い。Case 1 の方が推進薬の大半が消費される低速領域において比推力が高いこと、RBCC で矩形断面のスクラムジェット流路をラムジェットとしても使用すると質量増加が大きいことを考慮すると、Case 1 の総合性能が高い可能性がある。

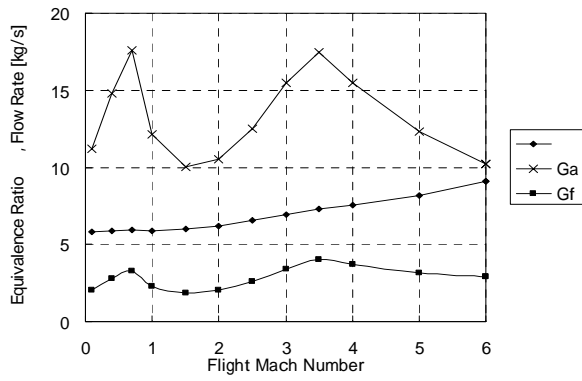


図5.1-11 当量比と流量の変化(Case 1)

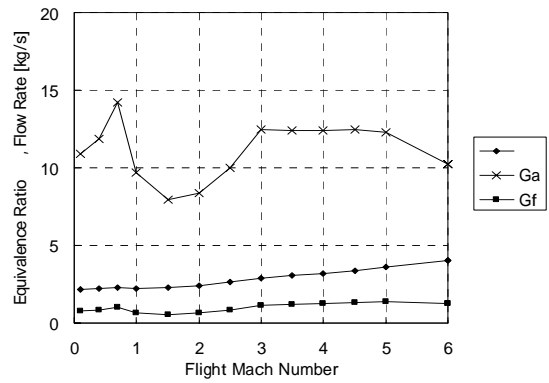


図5.1-12 当量比と流量の変化(Case 2)

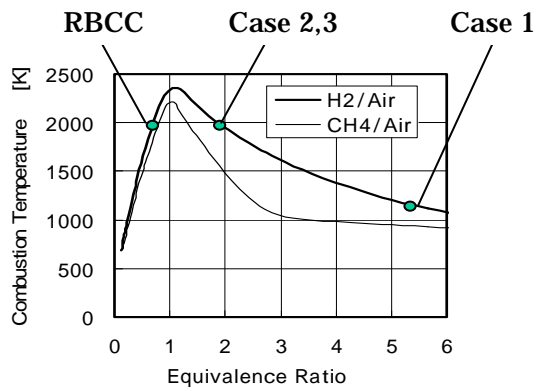


図5.1-13 燃焼温度の比較

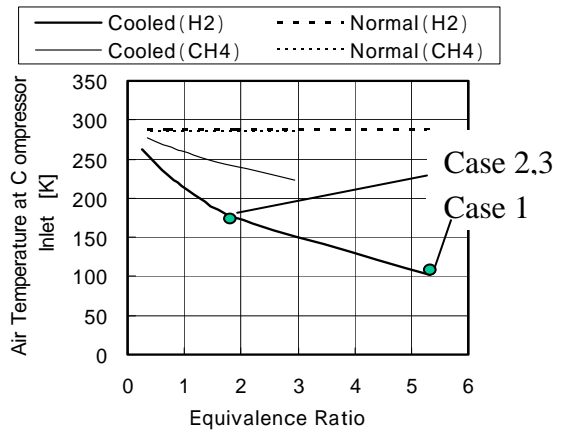


図5.1-14 圧縮機入口温度の比較

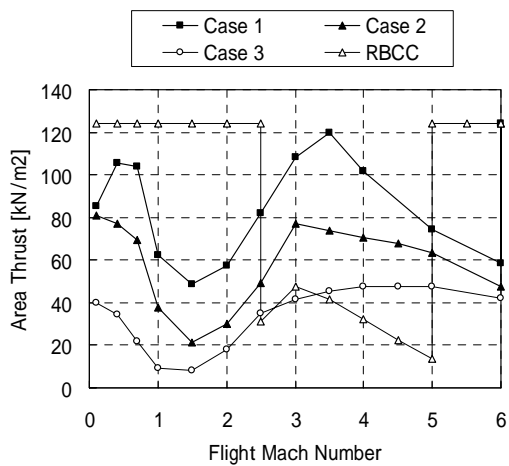


図5.1-15 面積推力の比較

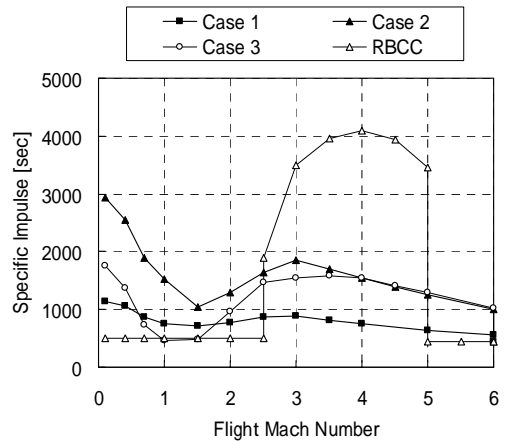


図5.1-16 比推力の比較

### 5.1.9 軌道解析

5.1.8において、Case 1 ~ 3 と RBCC で、面積推力と比推力の変化の様子が大きく異なることが判った。面積推力と比推力の両方が他の全方式より高いものはなく、単純には比較できない。そこでまず、燃料消費量を算出するために、表 5.1-3 に示す条件を仮定して単段式スペースプレーンの軌道解析を行った。打上げ質量は 460 Mg とし、赤道から東向きに打ち上げて高度 100km の円軌道に投入することを想定した。予冷ターボジェットエンジンによる初期加速(マッハ 0 ~ 6)においては飛行動圧 34kPa を仮定した。スクラムジェットエンジンによる加速(マッハ 6 ~ 12)においては飛行動圧 50kPa を仮定した。マッハ 12 以上はロケットエンジンによる加速を行うこととした。

図 5.1 - 17 に Case 1 の軌道解析結果(マッハ 0 ~ 12)を示す。高度は、34kPa と 50kPa の空力軌道を通して徐々に上昇しており、スクラムジェットエンジンによる加速が終了するマッハ 12 付近で高度 30km 程度となっている。経路角は水平離陸した直後に 45 度程度まで急増加し、その後緩やかに減少している。質量は推進薬の消費量の分だけ徐々に減少しており、スクラムジェットエンジンによる加速が終了するマッハ 12 付近で 300Mg 程度となっている。

### 5.1.10 質量推算

エンジン性能解析と軌道解析で得られた数値を用いて質量推算を行った。表 5.1-4 に質量推算結果、図 5.1-18 に質量配分の比較を示す。

Case 1 ~ 3 を比較すると、Case 1 は当量比が高くて比推力が低いいため、初期加速用推進薬(Initial Propellant)の質量が他より大きいことが判る。しかしながら、推力質量比が他より大きいため、エンジン質量は小さくなっている。このエンジン質量の低減効果の方が大きいため、推進薬質量、エンジン質量および機体質量の合計は Case 1 が最も小さくなっており、結果としてペイロード運搬能力が最大となっている。

Case 1 と RBCC を比較すると、推進薬質量は Case 1 の方が大きく、エンジン質量は RBCC の方が大きい。さらに、機体質量に着目すると、Case 1 の方が大きい。これは、予冷ターボジェットの推進薬質量の全量が低密度の液体水素であるのに対し、RBCC の推進薬質量の大部分が液体酸素であり、タンクが相対的に小型になっているためである。結果として、Case 1 と RBCC はほぼ同等のペイロード運搬能力があることが判った。

同じ図に、参考としてロケットエンジンのみを用いて垂直離陸させる単段式スペースプレーンの解析結果を示した。この場合は軌道に投入できるペイロードは非常に小さく、Case 1 の方が成立性が高いことが判った。



表5.1-3 飛行解析条件 (単段式)

|                                   |                           |
|-----------------------------------|---------------------------|
| <b>Propellant</b>                 | <b>LOX/LH<sub>2</sub></b> |
| <b>Initial Mass</b>               | <b>460 Mg</b>             |
| <b>Orbit Altitude</b>             | <b>100 km</b>             |
| <b>Dynamic Pressure (Initial)</b> | <b>34kPa</b>              |
| <b>Dynamic Pressure (Scram)</b>   | <b>50kPa</b>              |
| <b>Mach Range (Initial)</b>       | <b>0 ~ 6</b>              |
| <b>Mach Range (Scram)</b>         | <b>6 ~ 12</b>             |
| <b>Mach Range (RE)</b>            | <b>12 ~</b>               |

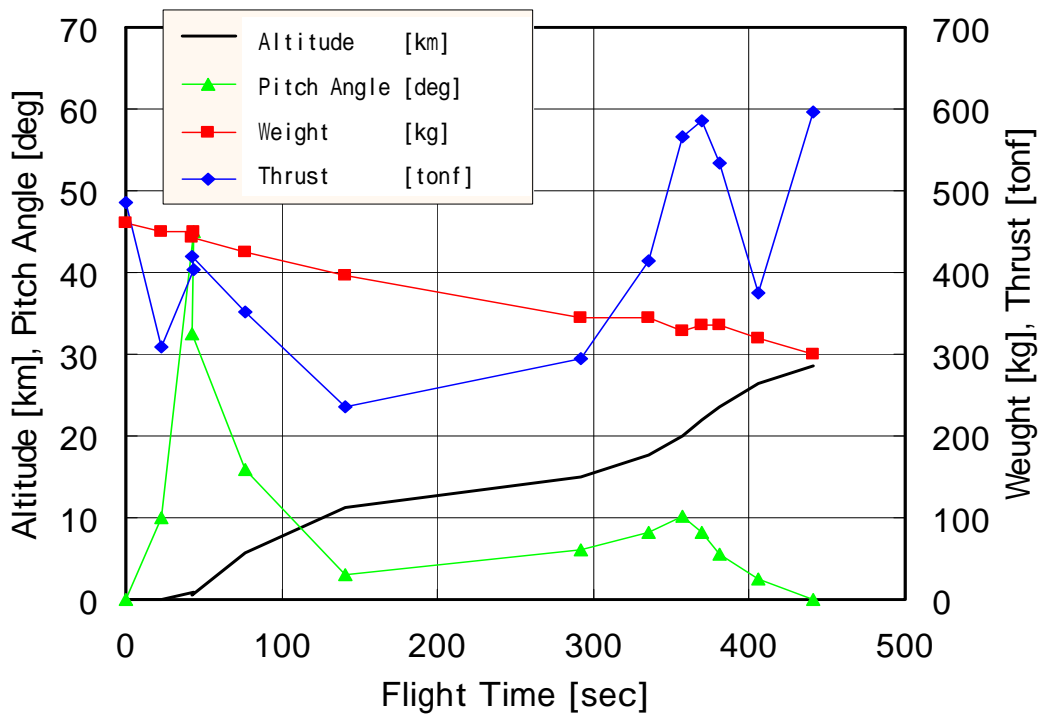


図5.1-17 飛行解析結果 (Case 1)

表5.1-4 質量推算結果

|                    | Case 1 | Case 2 | Case 3 | RBCC  | Rocket |
|--------------------|--------|--------|--------|-------|--------|
| Initial Propellant | 213.0  | 158.5  | 148.8  | 153.9 | 256.5  |
| Scram propellant   | 29.7   | 36.3   | 37.4   | 36.8  | 0.0    |
| RE Propellant      | 130.5  | 159.4  | 164.4  | 161.8 | 152.9  |
| Engine             | 17.5   | 51.2   | 53.2   | 48.1  | 10.2   |
| Structure          | 55.8   | 53.6   | 54.1   | 44.1  | 39.1   |
| Payload            | 13.5   | 1.1    | 2.0    | 15.4  | 1.3    |
| Total Initial Mass | 460.0  | 460.0  | 460.0  | 460.0 | 460.0  |

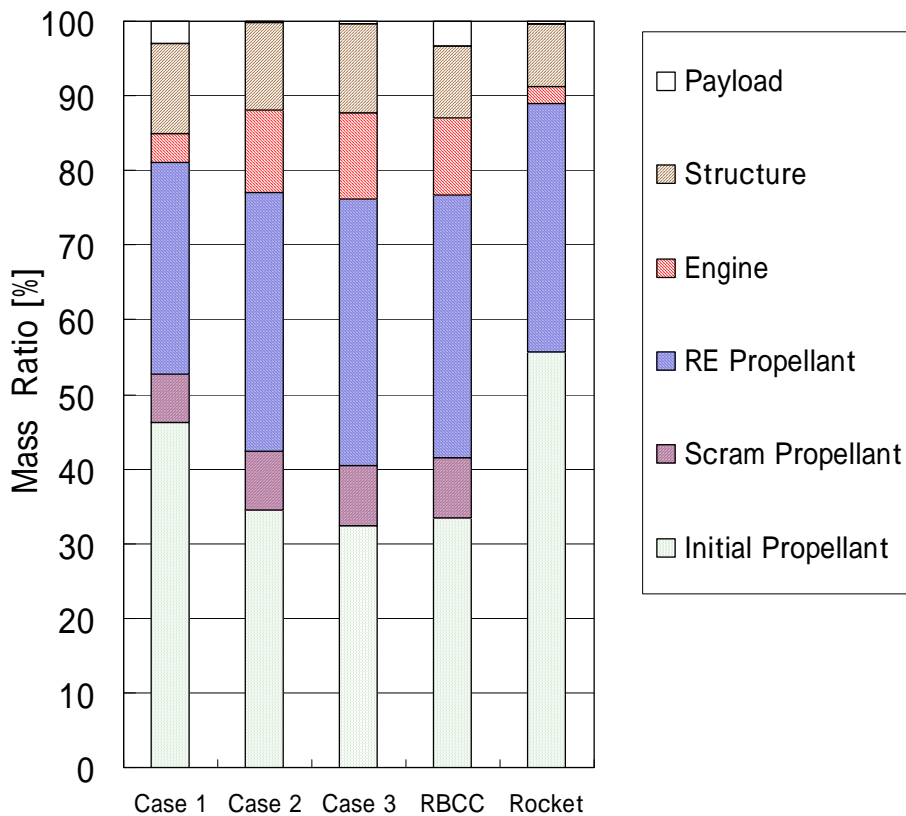


図5.1-18 質量配分の比較

#### 5.1.11 予冷ターボジェットエンジンの概念設計結果

単段式スペースプレーンに適用する初期加速用エンジンとして、スクラムジェットの側壁内に組み込むことを想定した予冷ターボジェット/ロケット複合エンジンの概念設計と非設計点性能解析を行った。また、飛行解析と質量推算によりペイロード推算を行い、エンジンの圧力比と当量比を変えた場合の比較検討を行った。その結果として、以下の結論が得られた。

- ・ 予冷ターボジェットエンジンは、可変機構を用いることにより、大気中でマッハ0~6の飛行速度において良好な推力・比推力性能を発揮するエンジンとして成立する。
- ・ 高当量比の予冷ターボジェットエンジンは、ノズル入口圧を高く設定することができるため、燃料/酸化剤システムの操作により、ノズル部分をロケットエンジンとしても作動させることが可能である。
- ・ マッハ0~6で作動する予冷ターボジェットエンジンのコアエンジン部分の温度環境はマッハ3クラスのターボジェットエンジンと同等であり、現時点の技術で製作可能である。
- ・ 単段式スペースプレーンに適用した場合、推力質量比の高い当量比5程度の予冷ターボジェットエンジンを用いることで、最大のペイロード運搬性能が得られる。

## 5.2 単段式スペースプレーンの飛行性能比較

5.1 節において、予冷ターボジェットエンジンとスクラムジェットエンジンを組み合わせた空気吸込式エンジンは、従来のロケットエンジンのみを用いる場合より単段式スペースプレーンの成立性が高いことが予想された。

一方、これまでに、単段式スペースプレーンを実現するための空気吸込式エンジンの組み合わせがいくつか提案されてきた。しかしながら、異なる種類のエンジン方式について同じ条件で設計と飛行解析をして比較検討した例は非常に少ない。そこで、本節では、スクラムジェットエンジンに各種の初期加速用エンジンを組み合わせた場合のペイロード運搬能力の比較検討を行うこととした。

### 5.2.1 スクラム複合型エンジンの概要

図 5.2-1 にスクラム複合型エンジンの作動例として、LACRES (スクラム複合型空気液化サイクルエンジン) と PATRES (スクラム複合型予冷ターボ/ロケットエンジン) の作動モード変化を示す。マッハ 0 ~ 6 の初期加速においては、スクラムジェットエンジンの側壁に格納された LAC (空気液化サイクルエンジン) 又は PAT (予冷ターボエンジン) が作動し、マッハ 6 ~ 12 の中期加速においては、スクラムジェットエンジンが作動する。そして、マッハ 12 以上では、初期加速エンジンの燃焼器部分に液体酸素と液体水素が供給されてロケットエンジンとして作動する。

図 5.2-2 に、各マッハ数領域におけるエンジン内部の流れの様子を示す。a) は LAC (空気液化サイクル) モードまたは PAT (予冷ターボエンジン) モードでマッハ 0 ~ 3 の最小捕獲面積形態、b) は LAC または PAT モードでマッハ 5 ~ 6 の最大捕獲面積形態、c) は SCRAM (スクラムジェット) モードでマッハ 6 ~ 12 の形態、d) は RE (ロケットエンジン) モードでマッハ 12 以上の形態である。初期加速用エンジンはスクラムジェットの側壁内に収めることとし、空気吸込式エンジンの場合は、二次元分岐流型インテークの捕獲面積が必要に応じて変化し、空気を取り込むこととした。以下、今回検討した三方式のエンジンの特徴をまとめる。

### 5.2.2 スクラム複合型ロケットエンジン (RES)

(Rocket Engine with Scramjet)

このエンジンは、図 5.2-2 においてスクラムジェットの側壁間にロケットエンジンを装備したものである。マッハ 0 ~ 6 では a) でインテークを閉じた形態での RE モード、マッハ 6 ~ 12 では c) の SCRAM モード、マッハ 12 以上では d) の RE モードで作動することとした。遷音速域を RE モードで加速できるので、複雑な構造の可変インテークが不要となりエンジンを軽量化できる。また、開発要素が少なくシステムが簡素であるという利点もある。ロケットエンジンのエジェクタ効果で空気を吸い込んでラム燃焼を行うエジェクタ・ラムジェット作動を追加すれば、より高い比推力を得られるはずであるが、性能推算方法が確立されていないため今回の検討では除外した。

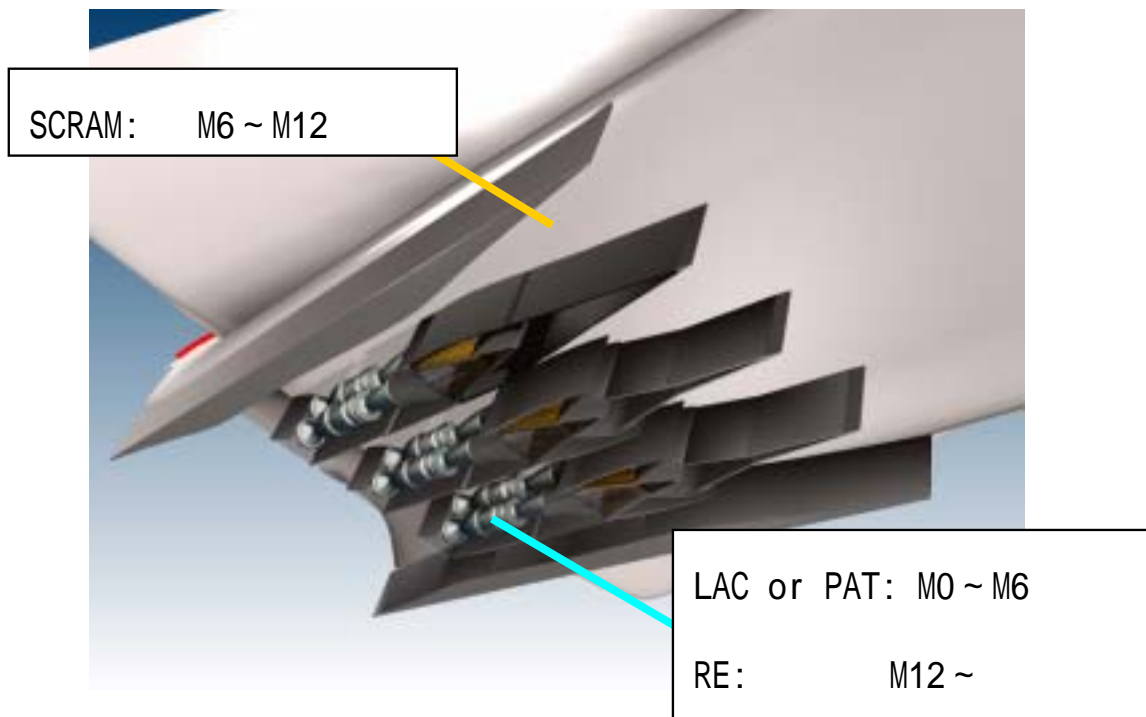


図5.2-1 LACRESとPATRESの概念図

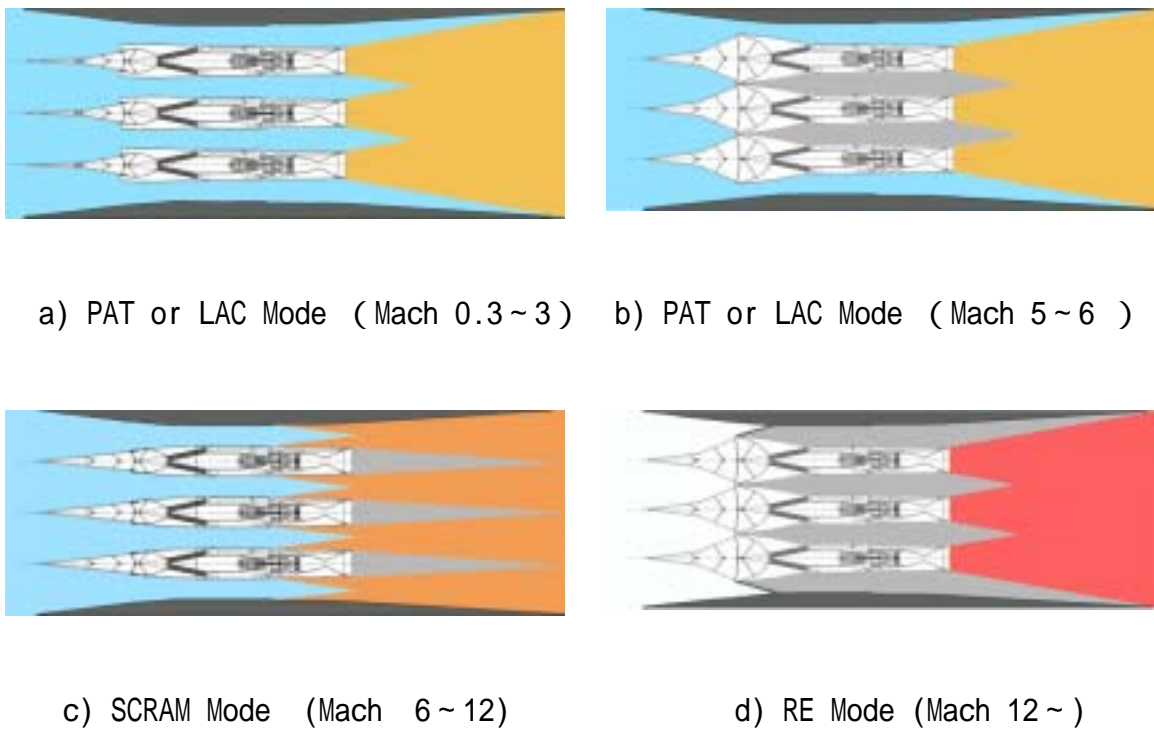


図5.2-2 LACRESとPATRESのモード変化

### 5.2.3 スクラム複合型空気液化サイクルエンジン (LACRES)

(Liquefied Air Cycle Rocket Engine with Scramjet)

図 5.2-3 に LACRES の系統図を示す。LAC モードのサイクルは、比較的システムが簡素で高い推力質量比を得られる液体酸素付加型単純 LACE[3,4]とした。LAC モードでは、液体水素は予冷熱交換器を介してロケット燃焼器に供給される。液体水素の一部はロケット燃焼器に冷却剤として供給され、排気ガスの熱を吸収してターボポンプを駆動する。予冷熱交換器で液化された空気は、プーストポンプと液体酸素ポンプにより昇圧されロケット燃焼器に供給される。空気を液化するためには、理論混合比の 8 倍程度以上の液体水素を供給する必要があるため、燃焼温度を上げて高い推力質量比を確保するために液体酸素を付加供給する。Scram モードでは、再生冷却通路でガス化した水素がスクラムジェット燃焼器に供給される。RE モードでは空気バルブが閉められ、液体水素と液体酸素がロケット燃焼器に供給される。

### 5.2.4 スクラム複合型空気予冷ターボ / ロケットエンジン (PATRES)

(Pre-cooled Air Turbojet / Rocket Engine with Scramjet)

図 5.2-4 に PATRES の系統図を示す。PAT モードでは、液体水素が予冷熱交換器を介してターボ燃焼器に供給される。液体水素の一部はロケット燃焼器に冷却剤として供給され、排気ガスの熱を吸収してターボポンプを駆動する。予冷熱交換器で冷却された空気は、ガスタービンの圧縮機で昇圧されターボ燃焼器に供給される。冷却による圧縮機動力の低減と水素過濃燃焼により、通常の高圧力比で作動できる。空気を液化しないため、当量比は 1 ~ 5 程度で良く、基本的に液体酸素を追加供給しなくても比較的高い燃焼温度が得られ、推力質量比を確保できる。Scram モードと RE モードは LACRES と同様である。

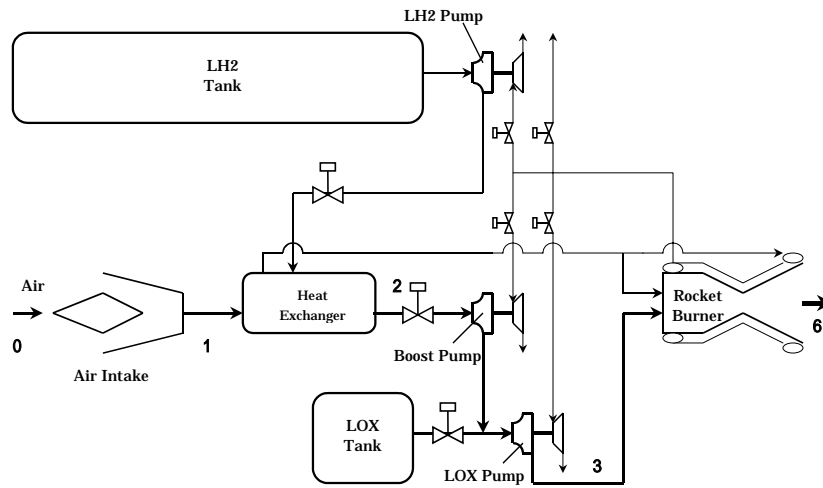


図5.2-3 LACRES系統図

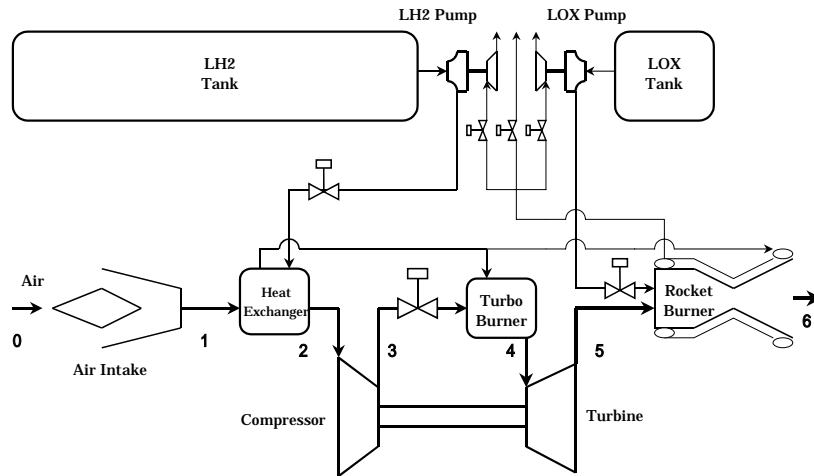


図5.2-4 PATRES系統図



図5.2-5 スクラムジェットエンジンの燃焼試験 [37]

### 5.2.5 エンジン性能推算結果

各モード毎にエンジン性能推算を行った。RE モードの性能は外気圧の変化による推力係数を考慮して推算した。LAC モードの性能は文献[3,4]，PAT モードの性能は 5.1 節の Case 1，SCRAM モードの性能は文献[1]の推算値を用いた。また，参考として，これまでに行われた実績として LACE の実験値[3]とスクラムジェットの実験値[35,36]も示した。図 5.2-5 は，現在実施されているスクラムジェットエンジンの小型モデルによる燃焼試験の様子である。スクラムジェットの燃料に関しては，液体水素よりも密度の高い液体メタンを用いてタンクの体積を小さくするための超音速燃焼の基礎的研究[37]もなされているが，ここでは初期加速にも液体水素を使用することを想定しているため，液体水素を使用することとした。

図 5.2-6 に推力係数の比較，図 5.2-7 に比推力の比較を示す。ここで推力係数は，推力を入口面積と飛行動圧で除して求めた。マッハ 0~6 の比推力は PATRES，LACRES，RES の順に高い。マッハ 0~6 の推力係数は RES，LACRES，PATRES の順に大きい。図中 □ は LACE の実験値である。比推力は推算値と一致している。推力係数が小さいのは，実験が地上静止状態で行われ，空気取り入れ口部分が負圧となっているためである。

はスクラムジェットの実験値である。推力係数，比推力ともに，推算値より低い値となっている。これは，実験において外部膨張ノズルを使用していないことと，超音速燃焼がエンジン全域で達成できていないことによると考えられる。

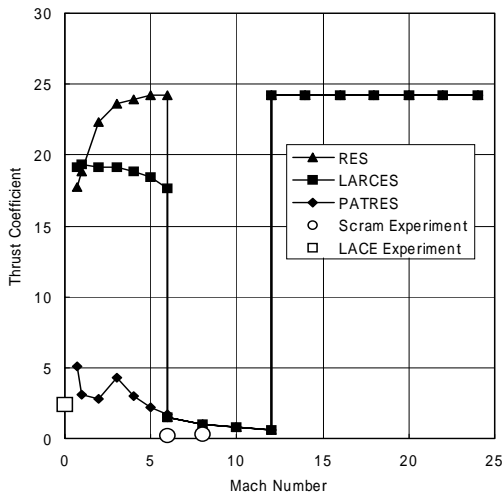


図5.2-6 推力係数の比較

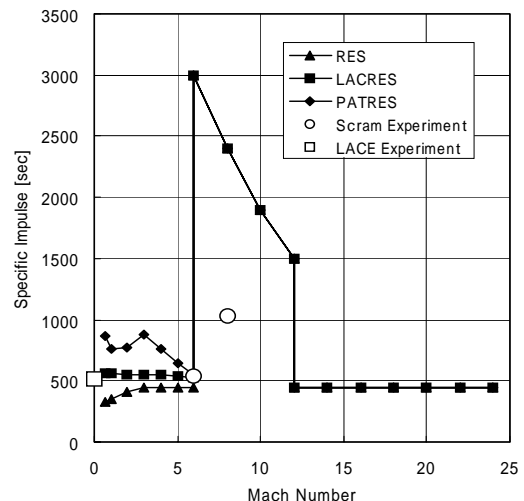


図5.2-7 比推力の比較



## 5.2.6 飛行性能解析結果

軌道解析は、5.1 節と同じ条件で行った。図 5.2-8 に PATRES の軌道解析結果を示す。絶対速度で 0~2000m/s 付近が PAT モード、2000~4000m/s 付近が Scram モード、4000~8000m/s 付近が RE モードに相当する。姿勢角は初期加速時に最大値 45deg をとるが、その後は 0~5deg 程度になっている。PATRES においては、遷音速域における推力係数が低いと、この速度域における空力損失と重力損失を防ぐため、RE モードを挿入した。結果として、この速度域で質量が大きく低下したが、最終的なペイロードは向上した。LACRES においては RE モードの挿入は不要であった。

図 5.2-9 に平均有効比推力の比較を示す。平均有効比推力は、地上静止状態から軌道速度に達するまでの増速度とそれに要した推進薬の全質量から算出した。平均有効比推力は、飛行軌道の違いによる空力損失や重力損失の効果も含む変数であり、従来のロケットエンジンとは大きく異なる軌道を通る空気吸込式エンジンの総合性能を比較検討するために有用である。比較のため、ロケットエンジンのみを使用する垂直打上型の単段式スペースプレーン(RE)も加えてある。これを比較すると、PATRES、LACRES、RES、RE の順番で大きい数値となった。従って、PATRES が最も推進薬消費量の少ない方式であることが判った。

表 5.2-1 に質量推算結果、図 5.2-10 に質量比率の比較を示す。推進剤の質量比率は平均比推力の効果により、RE、RES、LACRES、PATRES の順に大きい。一方、LACRES と PATRES はエンジンの質量比率が大きく、最終的に軌道に到達するペイロードとしては RES、PATRES、LACRES、RE の順で大きいという結果となった。

表 5.2-2 にエンジン・機体質量の内訳、図 5.2-11 にエンジン・機体質量の比較を示す。質量を軽く推算したにもかかわらず、LACRES の予冷熱交換器の質量が過大となり、平均比推力向上の効果を打ち消した。LACRES についてはより比推力の高いサイクルを検討する必要がある。PATRES については推進剤に占める液体水素の比率が高いためにタンク体積が大きく、熱防御系の質量が過大となった。熱防御系の質量も含めた混合比の最適化が今後の課題である。また、打上げ質量の規模や目標軌道によっても質量割合が変化するため、今後はより広い範囲で検討を進める必要がある。

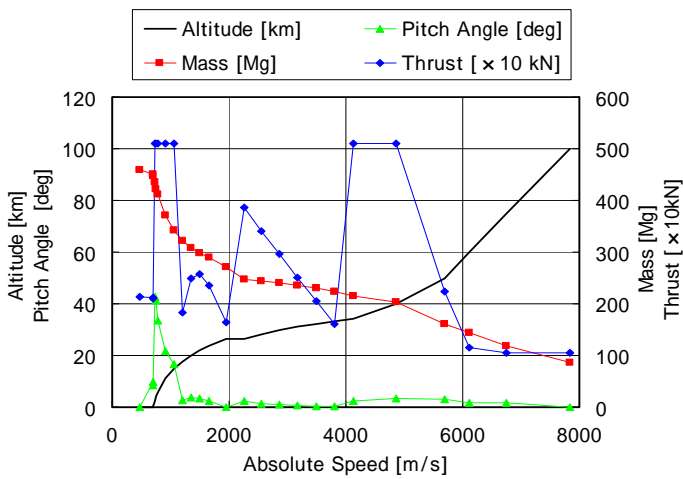


図5.2-8 PATRESの飛行解析結果

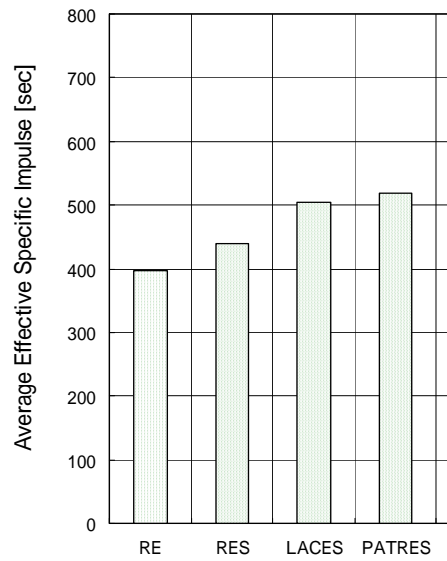


図5.2-9 平均有効比推力の比較

表5.2-1 質量推算結果

| %                  | RE    | RES   | LACRES | PATRES |
|--------------------|-------|-------|--------|--------|
| Initial Propellant | 55.9  | 61.1  | 49.8   | 47.7   |
| Scram propellant   | 0.0   | 4.7   | 6.0    | 6.3    |
| RE Propellant      | 32.6  | 20.2  | 26.0   | 27.2   |
| Engine             | 1.8   | 2.4   | 7.4    | 5.6    |
| Structure          | 9.0   | 9.4   | 10.0   | 11.1   |
| Payload            | 0.6   | 2.3   | 0.7    | 2.2    |
| Total Initial Mass | 100.0 | 100.0 | 100.0  | 100.0  |

表5.2-2 エンジン・機体質量内訳

| Mg                 | RE    | RES   | LACRES | PATRES |
|--------------------|-------|-------|--------|--------|
| Fuselage           | 0.00  | 0.00  | 0.00   | 0.00   |
| Main Wing          | 6.54  | 7.00  | 7.42   | 3.00   |
| Tail wing          | 1.21  | 1.21  | 1.21   | 1.21   |
| LH2 Tank           | 1.28  | 1.67  | 2.31   | 6.16   |
| LOX Tank           | 1.81  | 1.64  | 1.36   | 0.54   |
| Turbojet           | 0.00  | 0.00  | 0.00   | 11.86  |
| Heat Exchanger     | 0.00  | 0.00  | 23.16  | 3.27   |
| Scramjet           | 0.00  | 2.34  | 2.34   | 2.34   |
| Rocket Engine      | 8.50  | 8.50  | 8.50   | 8.50   |
| Actuator           | 1.22  | 1.22  | 1.23   | 1.18   |
| Landing Gear       | 2.05  | 2.60  | 3.43   | 3.60   |
| Thermal Protection | 24.31 | 24.73 | 25.50  | 30.79  |
| Electronics        | 5.00  | 5.00  | 5.00   | 5.00   |
| Total Structure    | 51.92 | 55.93 | 81.47  | 77.45  |

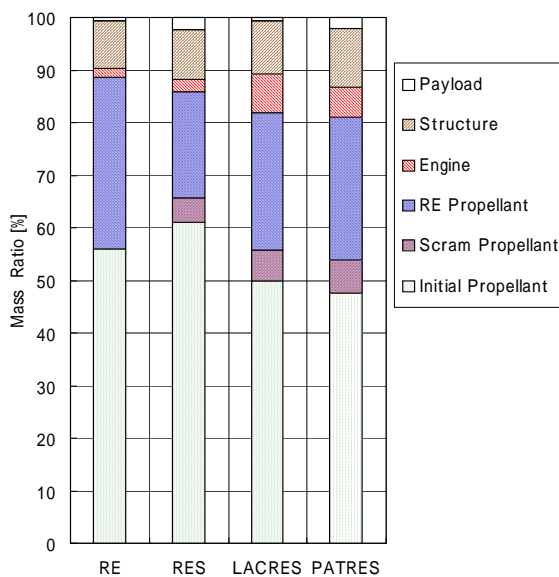


図5.2-10 質量比率の比較

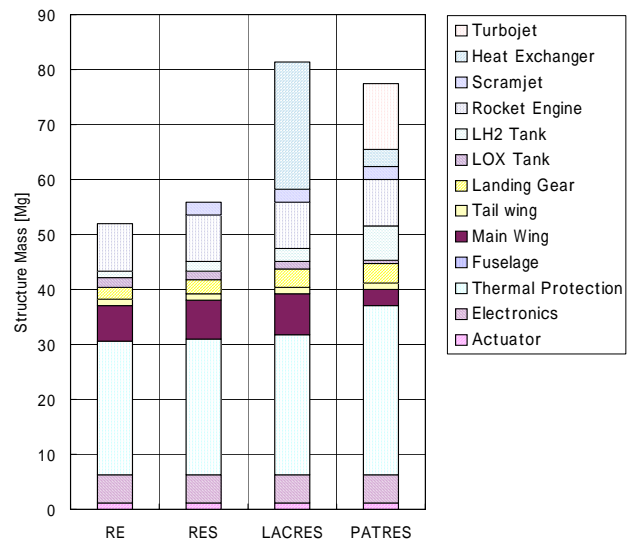


図5.2-11 エンジン・機体質量の比較

### 5.2.7 単段式スペースプレーンの飛行性能比較の結果

単段式スペースプレーンに適用できる可能性のあるスクラム複合型予冷サイクルエンジンの各方式について、エンジン性能推算、飛行解析と質量推算によりペイロード推算を行い、各方式の特徴の明確化と比較検討を行った。その結果として、以下の結論が得られた。

- ・ 軌道まで到達するのに要する燃料消費量の指標である平均有効比推力は、スクラム複合型・予冷ターボ/ロケットエンジン (PATRES) が最も高くなった。
- ・ ペイロード運搬性能は、スクラム複合型・予冷ターボ/ロケットエンジン (PATRES) とスクラム複合型・ロケットエンジン (RES) が同程度に高いという結果になった。
- ・ スクラム複合型・ロケットエンジン (RES) は、水平離陸で重力損失があるにもかかわらず、平均比推力の向上により垂直打上げ型のロケットエンジンよりペイロード運搬能力が向上した。
- ・ スクラム複合型・空気液化サイクルエンジン (LACRES) は、平均有効比推力の向上分を予冷熱交換器の質量が打ち消してしまい、ペイロード運搬性能は向上しなかった。
- ・ スクラム複合型・予冷ターボ/ロケットエンジン (PATRES) は初期加速に用いる液体水素の量が多いため、低密度の液体水素を搭載するためのタンクの体積が大きくなり、これに対応した熱防護系の質量が過大となった。
- ・ スクラム複合型・予冷ターボ/ロケットエンジン (PATRES) は、平均有効比推力の向上とエンジン質量の相殺により RES と同程度のペイロード運搬性能となったが、熱防護系の質量も含めた当量比の最適化により、さらに性能が向上する可能性がある。

### 5.3 二段式スペースプレーンの飛行性能比較

5.2 節では、スクラムジェットを使用した単段式スペースプレーンの検討を行ったが、その解析においては、正のペイロードを出すために、複合材タンクやスクラムジェットの理論性能等の将来確立されると思われる技術を想定する必要がある。

再使用型宇宙輸送系の早期の実現を考えた場合、現状で確立されている技術を基本とした現実的な案も検討することが重要である。そこで、現状技術の組み合わせで対応できる二段式スペースプレーンの検討を行った。

#### 5.3.1 エンジン性能解析

表 5.3-1 に本検討で扱ったターボ系エンジン形式の比較を、図 5.3-1 に各エンジン形式の系統図を示す。いずれも燃料は液体水素とした。液体水素の冷熱を利用した予冷サイクル方式として、予冷ターボジェット (PCTJ) と予冷エアターボラムジェット (PCATR) を検討した。また、既存エンジンの組み合わせで比較的開発要素の少ない方式として、ターボ・ラムジェット (TJ+RAM) とロケット・ラムジェット (RE+RAM) を検討した。参考のため、空力軌道を通らないロケットエンジン (RE) のみの二段式ロケットについても検討した。

エンジン性能解析は、飛行動圧 34kPa において地上静止からマッハ 6 まで作動するとして実施した。解析においては、軸動力バランス、流量バランス、熱収支バランスの関係式がすべて満たされるように、回転数、各部流路面積、燃料 (冷却剤) 流量を変数として収束計算を行った。制約条件としては、燃焼温度、圧縮機修正回転数・機械回転数、インテーク捕獲面積、およびノズル出口面積を与えた。

図 5.3-2 ~ 8 に予冷ターボジェット (PCTJ) におけるエンジン性能解析結果を示す。

図 5.3-2 において、当量比 ( ) は 1 付近の燃料過濃側とした。これは、図 5.1-18 の解析結果において、Case 2 と Case 3 で初期加速用エンジンの推進薬とエンジン質量の合計が小さかったためである。単段式スペースプレーンの場合、初期加速用エンジンの質量が大きいとその後の加速においてもその質量を含めて加速する必要があるため、ペイロードが減少する。一方、二段式スペースプレーンにおいては、1 段を切り離すことができるため、推進薬とエンジンの合計質量が小さいものほどペイロードが大きくなると考えられる。

当量比 ( ) はマッハ数の上昇とともに上昇する。これは、燃料過濃側で燃焼温度を一定に保つ場合、マッハ数が上昇すると燃焼器入口温度が上昇するため、より多くの燃料を使用する必要があるためである。

図 5.3-3 に断面積の変数定義を示す。図 5.3-4 は各部断面積の変化、図 5.3-5 は回転数と動力の変化である。二段式スペースプレーンの解析においては、インテーク構造の実現性を重視し、捕獲面積 ( $A_c$ ) は一定とした。この時、有効捕獲面積 ( $A_{ie}$ ) はマッハ 4.0 付近

で捕獲面積( $A_{ii}$ )と等しくなり、これより上のマッハ数では実回転数( $N$ )が制限されて減少している。全マッハ数領域でエンジンを作動させるために、インテークスロット面積( $A_{it}$ )は6倍程度、ノズルスロット面積( $A_{nt}$ )は5倍程度の可変量が必要となっている。ノズル出口面積( $A_{no}$ )は、マッハ1.5程度で捕獲面積( $A_{ii}$ )と等しくなっており、これ以上のマッハ数では不足膨張となっている。回転数は、マッハ0.0~2.0においては、修正回転数( $N_c$ )の制限、マッハ2.0~3.5においては実回転数( $N$ )の制限、マッハ3.5以上においては捕獲面積( $A_{ii}$ )の制限から、最大値が決まっている。

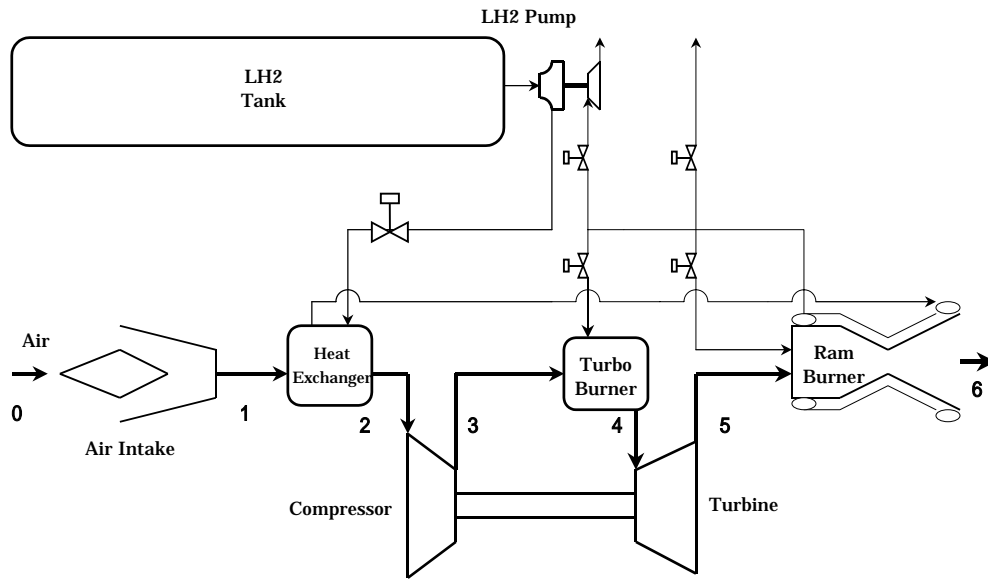
図5.3-6に圧力・温度の位置定義を示す。図5.3-7は各部圧力の変化である。圧縮機出口圧力( $P_3$ )は0.9~1.3MPaとなった。これは、従来の超音速ジェットエンジンと同レベルである。

図5.3-8は各部温度の変化である。主燃焼器温度( $T_4$ )は1673K、ラム燃焼器温度( $T_6$ )は2273Kに保たれている。主燃焼器は既存のジェットエンジンを改造して使用することを想定し、希薄燃焼としている。ここで、ラム燃焼器を燃料過剰燃焼とすることで、高温となる高マッハ数における、予冷に必要な水素流量を増大させている。この効果により、圧縮機出口温度( $T_3$ )はマッハ6に達しても800K程度に抑えられている。これは、マッハ3クラスの超音速ターボジェットエンジンと同程度の温度であるため、既存のエンジンに予冷器をつけるだけで、マッハ6クラスの予冷ターボジェットエンジンを実現できる可能性があると言える。

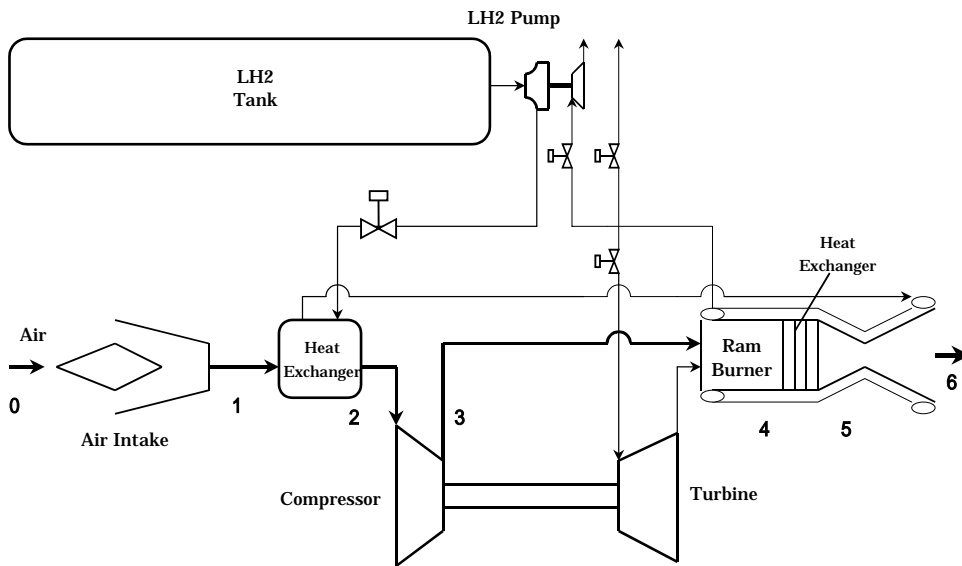
これらと同様の解析を全てのエンジン方式について行った。図5.3-9に燃焼器入口温度(圧縮機出口温度)の比較、図5.3-10に面積推力の比較、図5.3-11に比推力の比較を示す。以下、各エンジン形式の特徴について述べる。

表5.3-1 ターボ系エンジン形式の比較

|                  |                        |                        |                        |
|------------------|------------------------|------------------------|------------------------|
| Engine Type      | PCTJ                   | PCATR                  | TJ+RAM                 |
| Cycle            | Reheat<br>Bravton      | Expander               | Reheat<br>Bravton      |
| Fuel             | LH2                    | LH2                    | LH2                    |
| Engine Inlet     | Pre-Cooled             | Pre-Cooled             | Normal                 |
| Compressor       | 10.0                   | 3.3                    | 10.0                   |
| Compressor Type  | 6-Stage Axial          | 3-Stage Axial          | 6-Stage Axial          |
| Turbine Type     | Comb. Gas              | Hydrogen               | Comb. Gas              |
| Main Comb. Temp. | 1673 K                 | -                      | 2000 K                 |
| Ram Comb. Temp.  | 2273 K                 | 2400 K                 | 2400 K                 |
| Thrust / Capture | 84.7 kN/m <sup>2</sup> | 60.0 kN/m <sup>2</sup> | 53.2 kN/m <sup>2</sup> |
| Thrust / Weight  | 5.7                    | 4.1                    | 5.8                    |
| Specific Impulse | 4908 sec               | 2794 sec               | 6077 sec               |

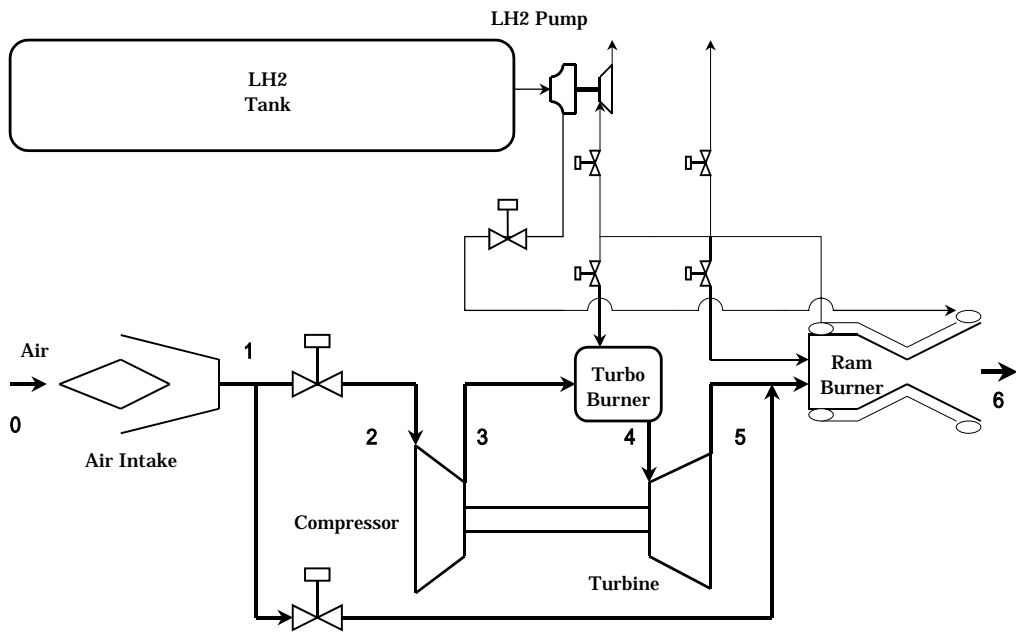


a) 予冷ターボジェット (PCTJ)

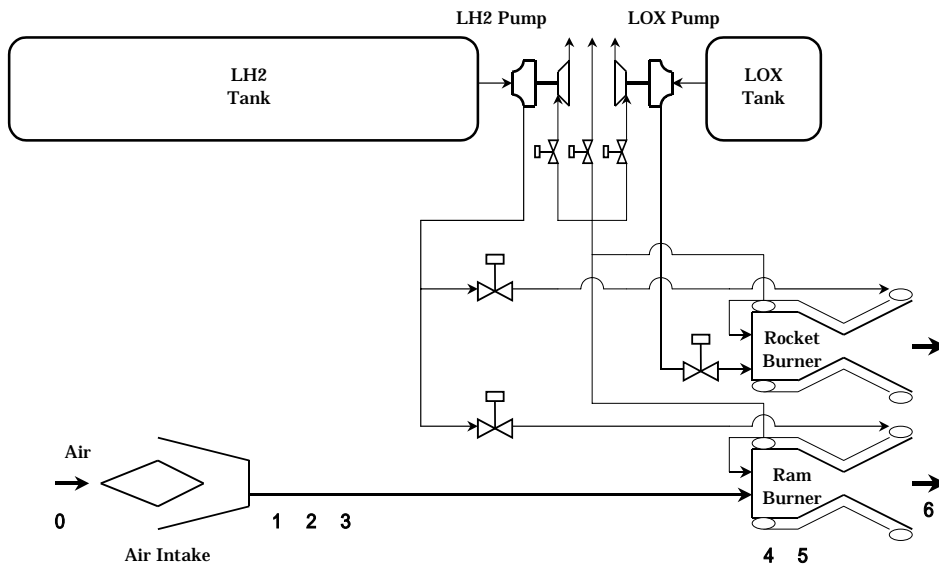


b) 予冷エアターボラムジェット (PCATR)

図5.3-1 エンジン系統図 (1/2)



c) ターボ・ラムジェット (TJ+RAM)



d) ロケット・ラムジェット (RE+RAM)

図5.3-1 エンジン系統図 (2/2)



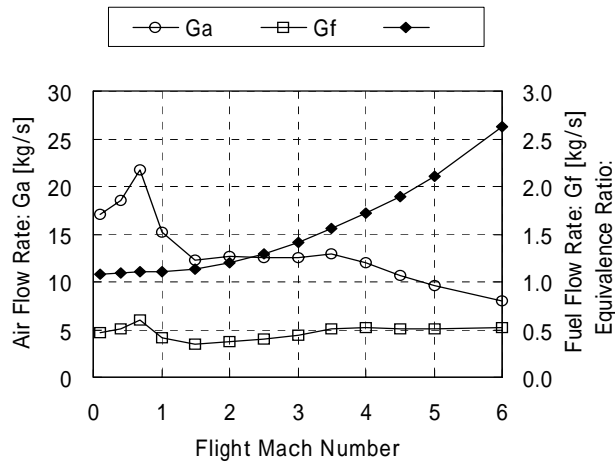


図5.3-2 流量と当量比の変化(PCTJ)

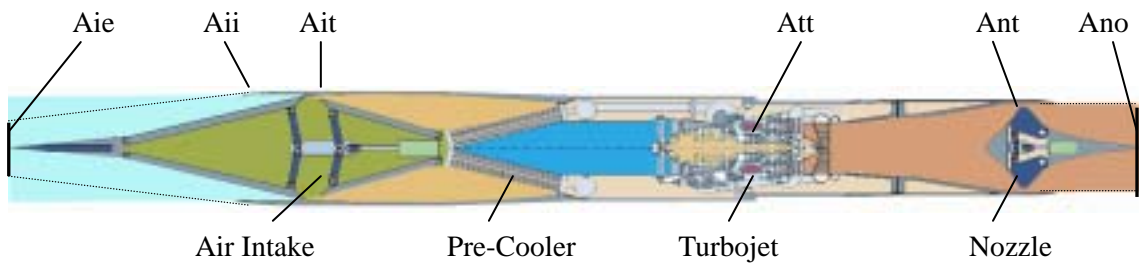


図5.3-3 断面積の変数定義

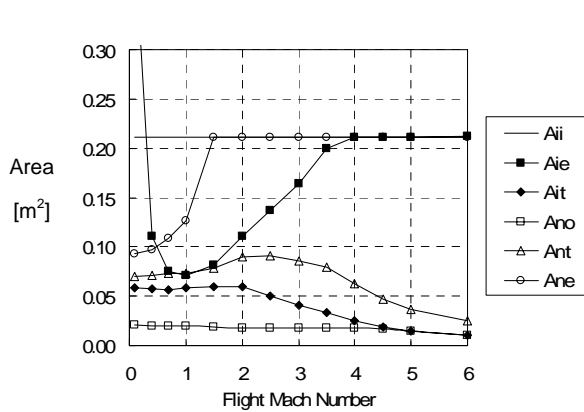


図5.3-4 各部断面積の変化(PCTJ)

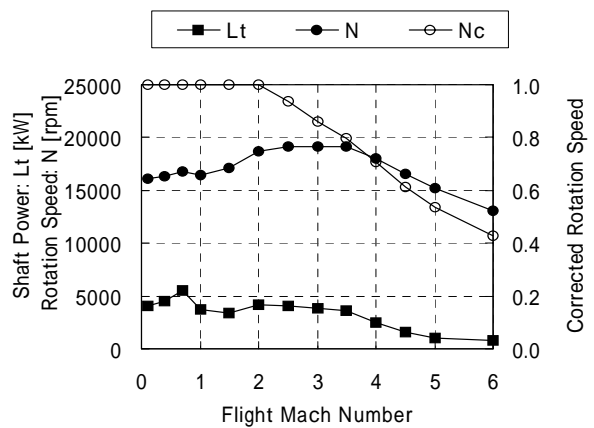


図5.3-5 回転数と動力の変化(PCTJ)

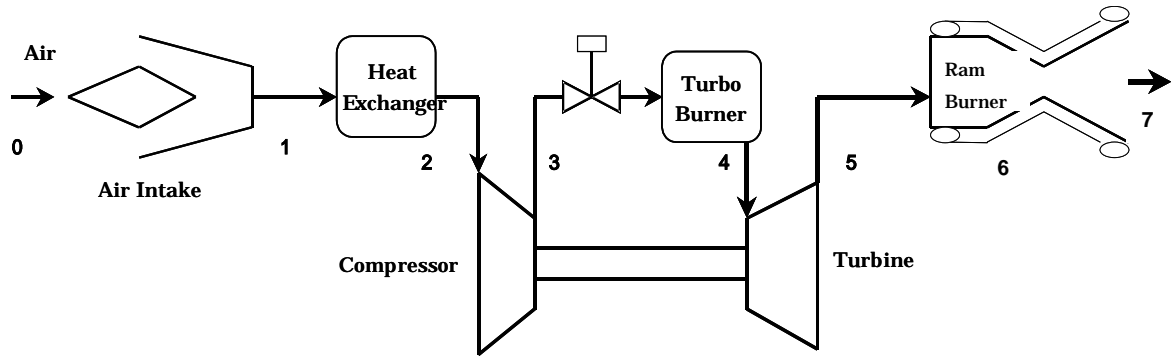


図5.3-6 圧力・温度の位置定義

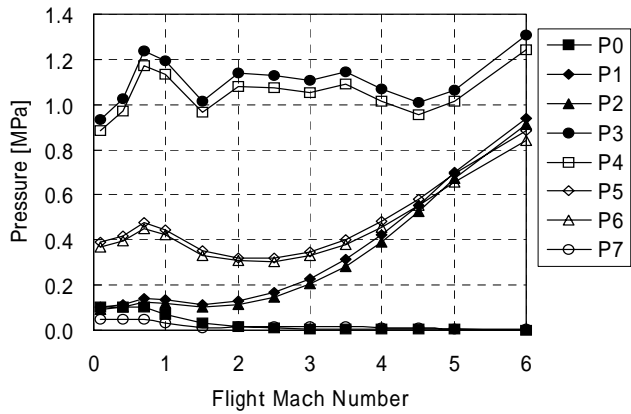


図5.3-7 各部圧力の変化(PCTJ)

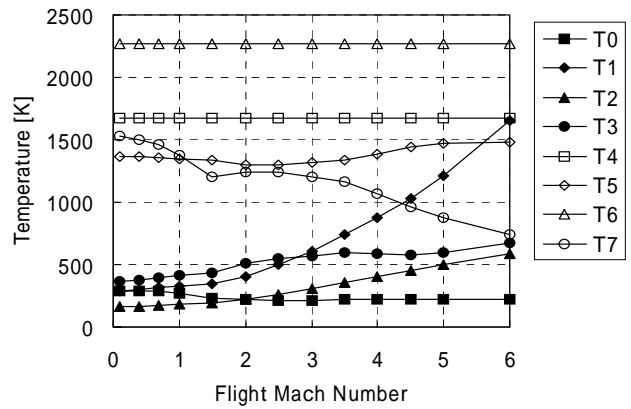


図5.3-8 各部温度の変化(PCTJ)

### 5.3.2 予冷ターボジェット (PCTJ)

図 5.3-1 a)に PCTJ の系統図を示す。このエンジンは、過濃燃焼作動をすることにより予冷能力を向上させ、高マッハ数まで作動させることができる。タービン入口温度の制約から主燃焼器の燃焼温度は希薄燃焼で 1673K とし、ラム燃焼器の燃焼温度は過濃燃焼で 2273K とした。圧縮機の設計点圧力比を 10 として解析すると、地上静止状態でのエンジン圧力比は 7.5 となった。圧縮機圧力比が高いが予冷能力も高いため、空力加熱の最も厳しいマッハ 6 においても燃焼器入口温度(図 5.3-9)は 800K 程度となった。

希薄燃焼作動による加速についても解析を行ったが、予冷効果が小さいため、圧縮機出口温度の制約からマッハ 4 程度以上ではエンジン入口を塞いで別流路のラムジェットを作動させる必要があった。ただし、加速フェーズは過濃燃焼作動をし、帰還フェーズは低マッハ数で希薄燃焼作動をするという使い方をできる可能性もある。この場合、帰還時に希薄燃焼作動をさせることで燃料消費を抑えることができる。

### 5.3.3 予冷エアターボラムジェット (PCATR)

図 5.3-1 b)に PCATR の系統図を示す。このエンジンは予冷付き水素エキスパンダサイクルで作動する。燃料の液体水素はまず予冷熱交換器に供給されて空気を冷却した後、再生熱交換器で加熱され、タービンを駆動することで空気圧縮仕事をする。燃焼器下流にタービンがないため、再生熱交換器の設計が可能であれば、空気と水素の混合比を量論比付近とすることで燃焼温度 2400K 程度で作動できる。また、圧縮機下流の空気流路にタービンがなく、空気の圧力を下げる要因が燃焼器と再生熱交換器の圧力損失だけのため、比較的低い圧縮機圧力比で、高いエンジン圧力比を確保できるという特徴がある。

燃焼温度 2400K を保つ燃料流量で入口空気を冷却すると、空力加熱の最も厳しいマッハ 6 においても燃焼器入口温度(図 5.3-9)で 940K 程度になった。通常の圧縮機出口温度と比べると高温であるが、実現可能な範囲であると考えられる。PCATR の面積推力(図 5.3-10)と比推力(図 5.3-11)は PCTJ に比べると、ともに小さい値となった。

### 5.3.4 ターボ・ラムジェット (TJ+RAM)

図 5.3-1 c)に TJ+RAM の系統図を示す。このエンジンは圧縮機出口温度の制約からマッハ 3 程度以上ではターボジェット(TJ)の入口を塞いで、別流路のラムジェット(RAM)を作動させる必要がある。この場合、ラムダクトと流路切換ダクトの質量が増加するため、予冷サイクルにおける予冷熱交換器の質量との厳密な比較を行う必要がある。一方、予冷サイクルと違って燃料の冷熱を使用しないため、燃料として液体水素のほかに、液体メタン、ケロシン等を選ぶことができる。主燃焼器の燃焼温度を 2000K とすると、地上静止状態での希薄側の当量比は 0.56 となった。ラム燃焼器の燃焼温度は 2400K とした。

マッハ 3 において燃焼器入口温度(図 5.3-9)は 700K 程度となった。このエンジンは、PCTJ に比べて、希薄燃焼のため面積推力(図 5.3-10)は小さくなるが、比推力(図 5.3-11)

は大きくなる。

### 5.3.5 ロケット・ラムジェット (RE+RAM)

図 5.3-1 d)に RE+RAM の系統図を示す。このエンジンは、マッハ 0 ~ 3 でロケットエンジン(RE)、マッハ 3 ~ 6 でラムジェット (RAM) を作動させることとした。RE+RAM は遷音速時にロケットで加速できるので、ラムジェットのインテークを高マッハ数用に設計して軽量化できる可能性がある。また、開発要素が少なくシステムが簡素であるという利点もある。

PCTJ に比べ、面積推力はマッハ 0 ~ 3 では大きく、マッハ 3 ~ 6 では小さくなる。比推力はマッハ 0 ~ 3 では低く、マッハ 3 ~ 6 では高くなる。エジェクタ効果で空気を吸い込んでラム燃焼を行うエジェクタ・ラムジェットはロケット・ラムジェットより高い比推力を発揮するはずであるが、性能推算方法が確立されていないため今回の検討では除外した。

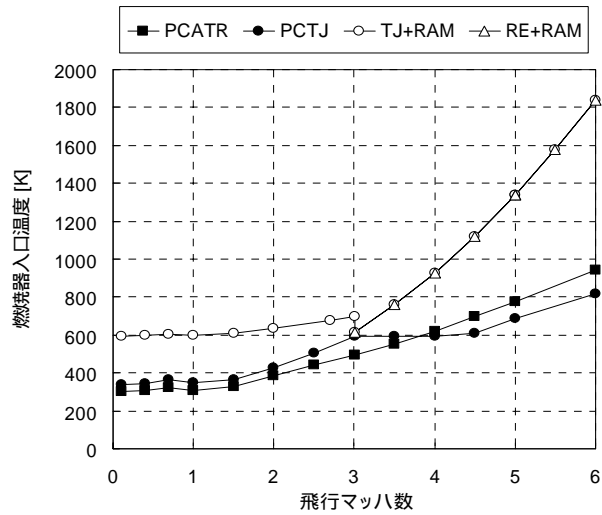


図5.3-9 燃焼器入口温度の比較

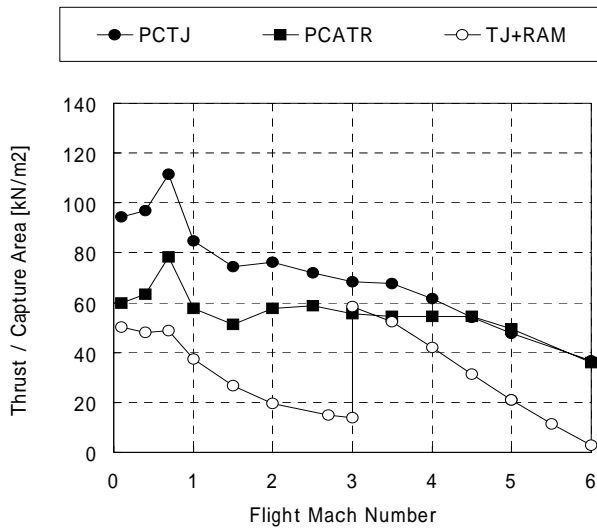


図5.3-10 面積推力の比較

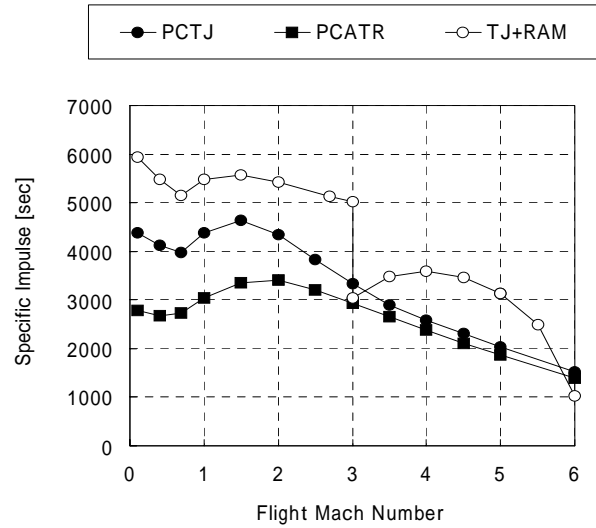


図5.3-11 比推力の比較

### 5.3.6 飛行性能解析結果

上記の各エンジンを二段式スペースプレーンに適用した場合のペイロード運搬性能を比較するために、軌道解析と質量推算を行った。表 5.3-2 に解析条件を示す。空気吸込式エンジンを用いる 1 段は飛行動圧 34kPa で飛行することとした。燃料としては液体水素を用い、ロケットエンジンを使用する場合は、酸化剤は液体酸素とした。打上質量は 350Mg で水平離陸とし、初期加速度として 0.5G を仮定した。

表 5.3-3 に質量推算結果、図 5.3-12 に質量配分の比較を示す。二段の条件は同じであるため、一段の総質量が小さい程、ペイロードが大きくなる。

ターボ機械を用いる PCTJ, PCATR, TJ+RAM においては、一段の総質量に占めるエンジン質量の割合が大きいが、一段の総質量は RE+RAM や RE よりは小さくなった。今回の仮定では予冷熱交換器とラムダクトの質量差は顕著には現れず、ターボ機械を用いる 3 つの形式においてエンジン質量に大きな差はなかった。

ターボ機械を用いない RE+RAM, RE においては一段の質量に占める推進剤の質量の割合が高い。RE+RAM は空力軌道を通るため、空力損失や重力損失が大きいが、それでも垂直打上型の RE よりはペイロード質量が大きくなった。ただし、RE の場合、分離マッハ数の制約がないので、最適化することによりペイロードが増加する可能性がある。

### 5.3.7 エンジン搭載方法の検討

二段式スペースプレーンにおいて PCTJ が良好な性能を発揮することがわかったため、PCTJ を用いて、エンジン正面面積を最適化する計算を行った。赤道から東向きに発射して、ペイロード 1.0Mg を高度 200km の円軌道に投入する場合の機体規模が最小となるエンジン正面面積を解析した。

図 5.3-13 に解析で得られた 1 段の機体寸法 (PCTJ) を示す。インテークとノズルは 2 分流型の矩形とし、全長を短くして軽量化するために可動ランプの幅を広く取って面積を確保する形態とした。コアエンジンも全長を押さえるために 2 個ずつ縦積みで搭載することとし、4 式のインテークに 8 式のコアエンジンが接続されることとした。

図 5.3-14 は、図 5.3-13 の寸法に基づいて描いた鳥瞰図である。上段には、解析から得られた推進薬を搭載できる体積の H O P E - X 形状の機体を取りつけてある。相対的にエンジンが大きく、別途計算された翼の先端より前方に突き出る形となった。エンジンに入る気流としてはこれで問題ないと思われるが、翼が発生する揚力については、エンジンの搭載によってどのように変化するかを詳細に検討する必要がある。また、4 個のインテークの間の流れ場が、インテークで生成される衝撃波によって不始動を起こす可能性もあり、別途検討が必要である。予冷ターボジェットエンジンを用いたスペースプレーンの実現のためには、今後は機体とエンジンを統合した形態で、風洞試験、CFD 等で空力性能を評価していく必要がある。

表5.3-2 飛行解析条件 (二段式)

---

Dynamic Pressure: 34 kPa  
 Fuel: LH2  
 Initial Mass: 350 ton  
 Initial Acceleration: 0.5G

---

表5.3-3 質量推算結果

| エンジンシステム |      |     | PCTJ | PCATR | TJ+RAM | RE+RAM | RE  |
|----------|------|-----|------|-------|--------|--------|-----|
| 打上総重量    | Mtot | ton | 350  | 350   | 350    | 350    | 350 |

|                 |          |                |      |      |      |      |      |
|-----------------|----------|----------------|------|------|------|------|------|
| 1段エンジンインテーク捕獲面積 | Se       | m <sup>2</sup> | 40.0 | 48.7 | 49.9 | 56.1 |      |
| 1段エンジン個数        | Neg      |                | 8    | 8    | 8    | 8    |      |
| 1段エンジン単体入口面積    | Ain      | m <sup>2</sup> | 5.0  | 6.1  | 6.2  | 7.0  |      |
| 1段エンジン圧縮機入口径    | Dif      | m              | 1.9  | 2.0  | 2.1  |      |      |
| 1段エンジン初期最大推力    | Fi1      | kN             | 3388 | 2919 | 2654 | 3991 | 3150 |
| 1段エンジン推力係数      | CT       |                | 2.5  | 1.8  | 1.6  | 2.1  |      |
| 1段エンジン推力重量比     | T/W      |                | 5.7  | 4.1  | 5.8  | 8.1  | 58.8 |
| 1段推薬量           | Mp1      | ton            | 37   | 40   | 25   | 148  | 200  |
| 1段燃料            |          |                | LH2  | LH2  | LH2  | LH2  | LH2  |
| 1段燃料重量          | Mph1     | ton            | 37   | 40   | 25   | 29   | 29   |
| 1段液酸重量          | Mpo1     | ton            |      |      |      | 118  | 171  |
| 1段終端重量          | Mo1(ML2) | ton            | 313  | 310  | 325  | 202  | 150  |

|             |        |     |      |      |      |      |      |
|-------------|--------|-----|------|------|------|------|------|
| 2段開始重量(分離後) | Mi3    | ton | 152  | 137  | 141  | 93   | 87   |
| 2段増速度       | V      | m/s | 5930 | 5930 | 5930 | 5930 | 5930 |
| 2段平均比推力     | Ispave | sec | 440  | 440  | 440  | 440  | 440  |
| 2段推薬量       | Mp2    | ton | 114  | 103  | 105  | 70   | 65   |
| 2段液水重量      | Mph1   | ton | 16   | 15   | 15   | 10   | 9    |
| 2段液酸重量      | Mpo1   | ton | 97   | 88   | 90   | 60   | 56   |
| 2段終端重量      | Mo2    | ton | 38   | 35   | 36   | 24   | 22   |

|               |      |     |     |     |     |     |     |
|---------------|------|-----|-----|-----|-----|-----|-----|
| 1段推薬量         | Mpr1 | ton | 37  | 40  | 25  | 148 | 200 |
| 1段エンジン重量      | Me1  | ton | 99  | 110 | 124 | 50  | 5   |
| 1段機体重量        | Mst1 | ton | 34  | 35  | 31  | 33  | 33  |
| 1段翼・駆動・降着装置重量 | Mt1  | ton | 28  | 28  | 29  | 27  | 25  |
| 2段推薬量         | Mpr2 | ton | 114 | 103 | 105 | 70  | 65  |
| 2段エンジン重量      | Me2  | ton | 3   | 3   | 3   | 3   | 3   |
| 2段機体重量        | Mst2 | ton | 14  | 13  | 14  | 11  | 10  |
| 2段翼・駆動・降着装置重量 | Mt2  | ton | 1   | 1   | 1   | 1   | 1   |

|       |      |     |     |     |     |     |     |
|-------|------|-----|-----|-----|-----|-----|-----|
| 総構造重量 | Mstt | ton | 330 | 333 | 332 | 342 | 343 |
| ペイロード | Mpl  | ton | 20  | 17  | 18  | 8   | 7   |

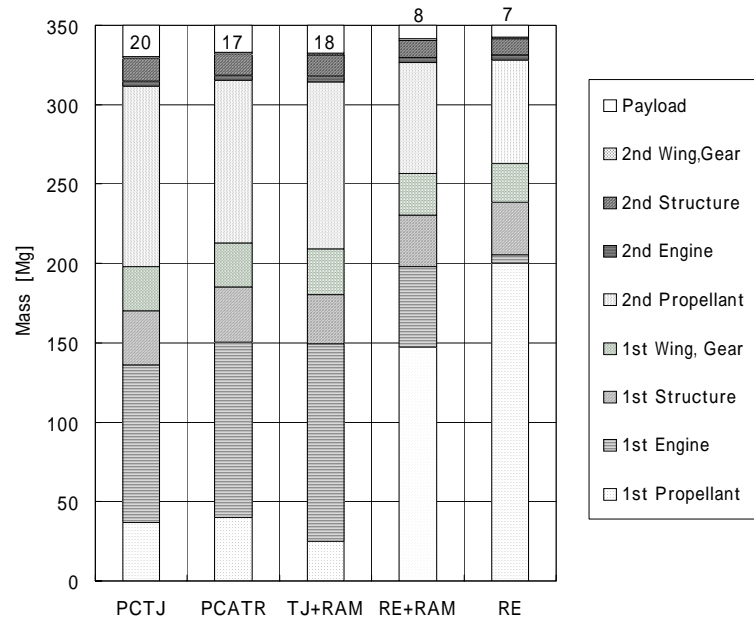


図5.3-12 質量配分の比較

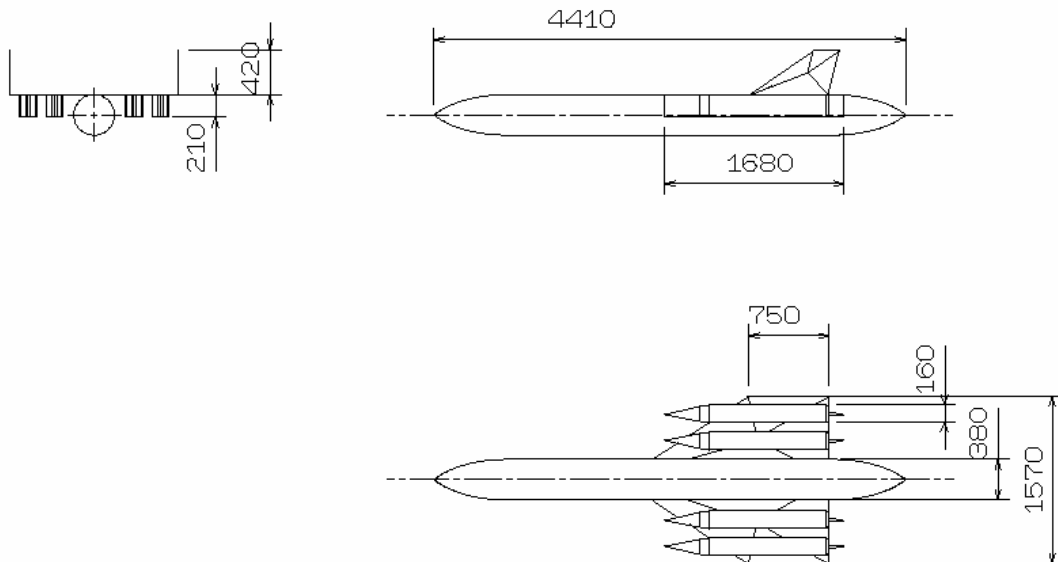


図5.3-13 1段の機体寸法 (PCTJ)



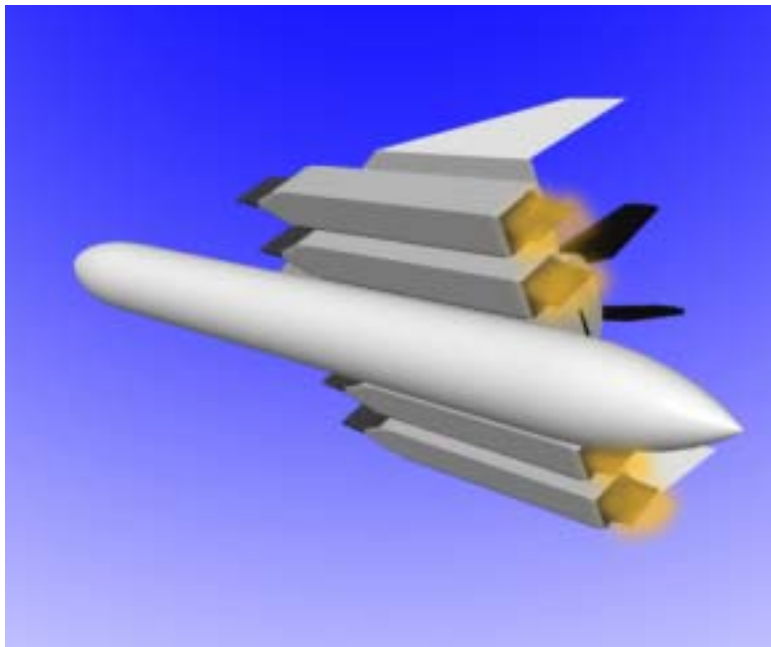
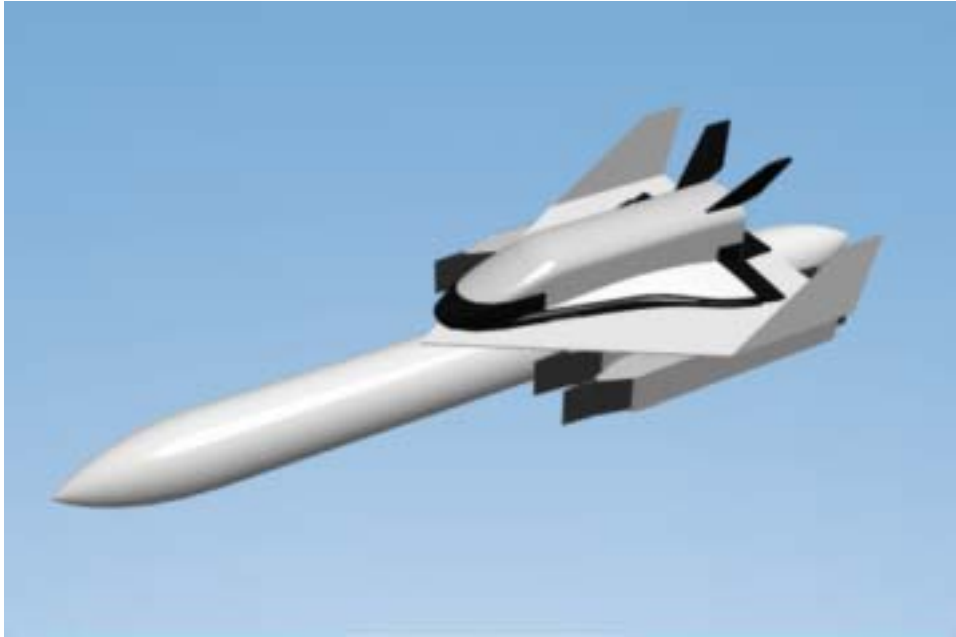


図5.3-14 二段式スペースプレーン鳥瞰図

### 5.3.8 二段式スペースプレーンの飛行性能比較の結果

二段式スペースプレーンの一段に使用できる可能性のある空気吸込式エンジンの各形式について、エンジン性能解析、飛行解析と質量推算によりペイロード推算を行い、各方式の特徴の明確化と比較検討を行った。エンジン方式としては、予冷ターボジェット、予冷エアターボラムジェット、ターボ・ラムジェット、およびロケット・ラムジェットを検討した。その結果として、以下の結論が得られた。

- ・ 一段の質量を分離できる二段式スペースプレーンにおいては、当量比 1 程度のターボ系エンジンを用いることで、ペイロード運搬性能が向上する。
- ・ ターボ系エンジンを用いた二段式スペースプレーンにおいては、一段エンジン質量の割合が非常に高いが、エンジン質量と推進薬質量の合計はロケット系エンジンよりも小さいため、ペイロード運搬性能が高かった。
- ・ ターボ系エンジンの中でペイロード運搬性能の差は小さいため、最適エンジンシステムを決めるためには、さらに詳細な設計を行って、質量推算の高精度化と実機製作上の課題の整理を進める必要がある。

## 第6章 考察

### 6.1 高圧力比圧縮機の性能について

本研究においては、高当量比予冷サイクルを用いることで高圧力比化が可能となり、推力質量比が大きくなることを示した。また、同エンジンを単段式スペースプレーンに適用した場合に、高いペイロード運搬性能を発揮することを解析的に示した。一方、インテークとエンジンの流量整合を保持して、インテーク流れ場が超臨界にならないように制御する場合、高マッハ数において修正回転数を大きく下げて運転する必要があることも示した。この場合、高圧力比の圧縮機で修正回転数を下げた場合、効率が極端に低下して、想定したほどのシステム性能が得られないのではないかという懸念がある。

軸流圧縮機の場合は、特に修正回転数が低下した場合の効率低下が大きい傾向にあるため、上記のような使用環境においては、遠心圧縮機を活用することが望ましい。ただし、本研究で対象とした圧力比50の圧縮機は遠心段1段では達成できない。そこで、遠心段を2段にして設計すると、上流段の外径が過大となるために、外部抵抗を減らすためにインテーク正面面積を大きく設定する必要が生じるが、この場合は低マッハ数においてエンジン流量が低下した場合に、インテークに入りきらない空気が過大な外部抵抗を発生させるため、推進性能が極端に低下する。そこで、上流段は軸流6段とし、下流段を遠心1段とすることで、最大外径を抑えつつ、修正回転数が低下した場合でも効率があまり低下しない高圧力比圧縮機を設計することとした。

図6.1-1は本研究に関連して設計された圧力比50の高圧力比ターボジェットの断面図である。圧縮機の始動性に配慮し、軸流段と遠心段の軸を分離して2軸式とした。図6.1-2は設計計算において求められた圧縮機性能マップである。高マッハ数まで作動させるターボジェットエンジンの場合、タービン入口温度はほぼ一定なのに対して、圧縮機入口温度が大きく上昇するため、可変機構を想定しない限り、圧縮機マップ上の作動線が大きく変化し、圧縮機の作動範囲を容易に逸脱する傾向がある。そこで、本研究においては、タービン流量を可変機構で調節することにより、圧縮機マップ上における作動線を一定に保つことを想定した。

5.1節においては、圧縮機の効率マップに対する圧力比の影響を反映するモデルは作らずに、効率を一定(85%)として比較検討を行った。これは、圧力比5の圧縮機マップはエンジン実験結果から導出したものであり、効率マップまでは同定できなかったためである。一方、5.1節で最適性能を発揮すると予測されたCase 1に相当する圧力比50の圧縮機効率マップは図6.1-2のように計算されているため、これを適用した場合の性能の変化について、ここで評価する。

図6.1-3は設計計算で求められた圧縮機断熱効率マップとタービン断熱効率マップである。Case 1において修正回転数は1から0.5程度まで変化しているため、圧縮機

断熱効率では 80%から 60%まで変化していることになる。タービン断熱効率に関しても、速度比(U/C)の変化に応じて 82%から 77%程度まで変化している。

図 6.1-4 は、効率マップを性能計算に適用した場合の、エンジン作動状態の変化である。圧縮機とタービンの効率低下に対応して、タービン出口圧力(P5)が僅かに低下しているとともに、軸動力が僅かに上昇している。

図 6.1-5 は、効率マップを性能計算に適用した場合の、エンジン性能の変化である。タービン出口圧力(P5)が低下した影響はなく、面積推力、比推力ともにほとんど変化がない。圧縮機効率は最大で 25%低下したが、性能解析の結果として得られた面積推力は 0.1~2.0%程度増加し、比推力は 0.5~1.5%程度低下しただけであった。

この理由としては、Case 1 においては、当量比 5 程度という極端な過濃燃焼であるため、タービン動力のほとんどを水素が担っていることが考えられる。圧縮機とタービンの効率が低下した場合、軸動力は増加するが、その増加分は水素流量(当量比)の増加で対応することになる。この時、水素は液体状態でポンプによって圧縮するため、水素流量が増加したことによる動力損失は無視できる程度に小さい。また、当量比が増加した効果により、面積推力が僅かに増加するとともに、比推力が僅かに低下している。この程度の変化はペイロードにはほとんど影響しないため、効率マップを適用しても、5.1 節の比較検討結果は変わらないと考えられる。

ただし、上記構成の 2 軸圧縮機やタービンの調節機構については、詳細設計や開発試験を進める途上で様々な技術的限界が判明して、効率が大きく下がる可能性もある。その場合は、実現し得る効率マップを用いて再解析を行い、最適となる当量比と圧縮機圧力比を導出する必要があると考える。

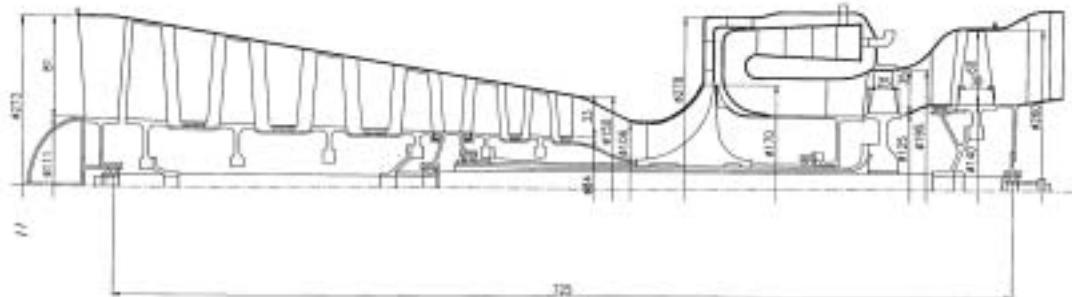


図 6.1-1 高圧力比ターボジェット断面図 [ ]

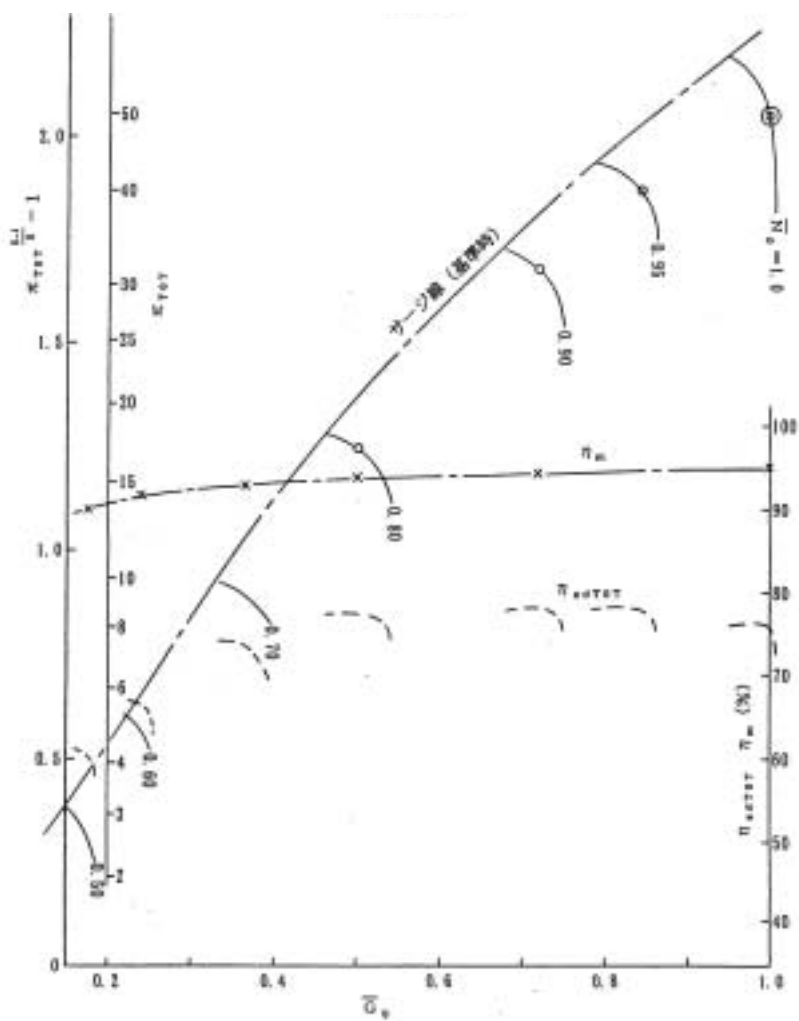
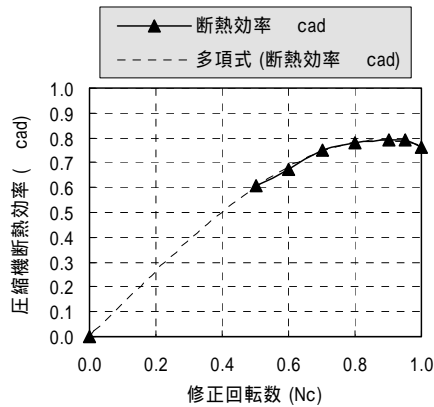
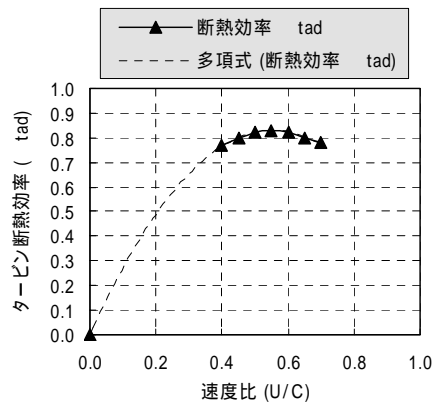


図 6.1-2 圧縮機性能マップ (圧力比 : 50) [ ]



断熱効率:  $y = -5.936E-01x^3 + 1.616E-02x^2 + 1.343E+00x + 2.713E-04$

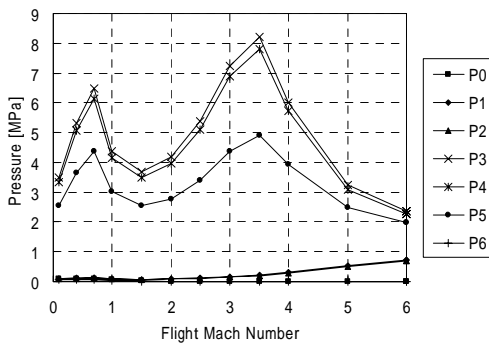
a) 圧縮機断熱効率



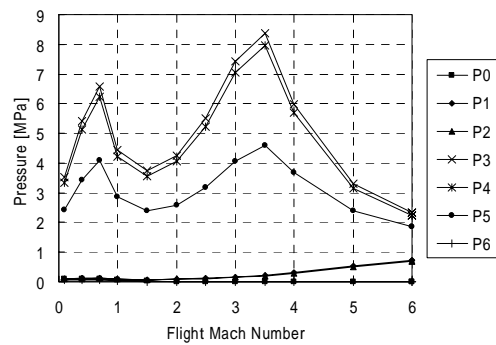
断熱効率:  $y = -2.692E+00x^2 + 2.988E+00x + 6.446E-04$

b) タービン断熱効率

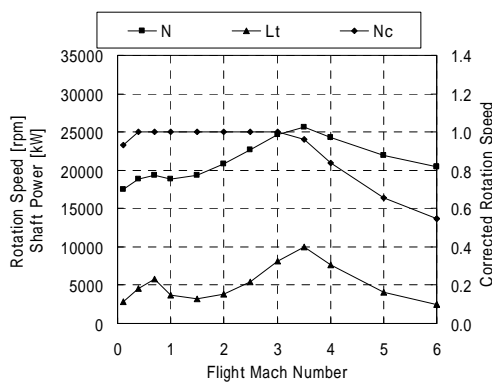
図 6.1-3 断熱効率マップ



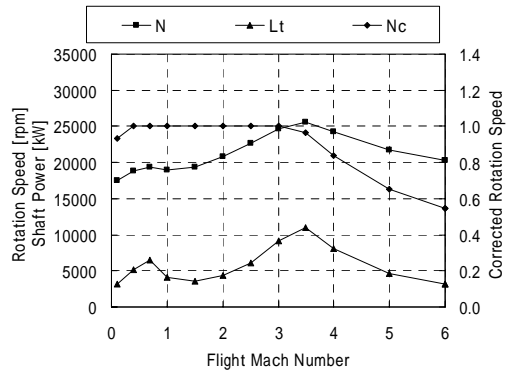
a) 圧力分布 (効率一定)



b) 圧力分布 (効率マップ考慮)

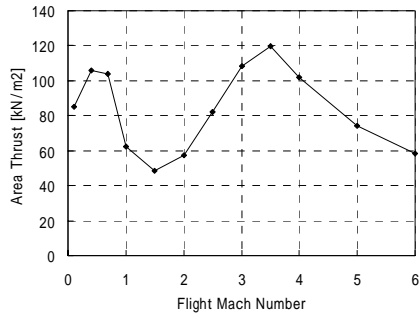


c) 回転数・動力 (効率一定)

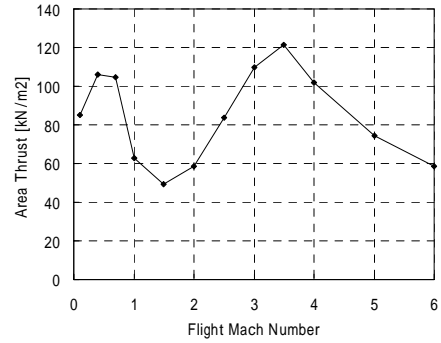


d) 回転数・動力 (効率マップ考慮)

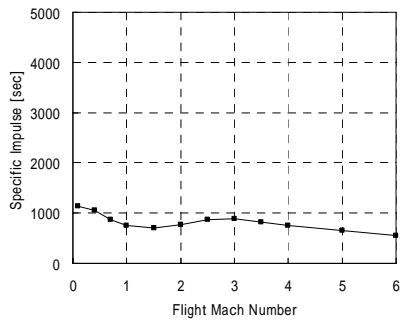
図 6.1-4 エンジン作動状態に対する効率マップの影響 (Case 1)



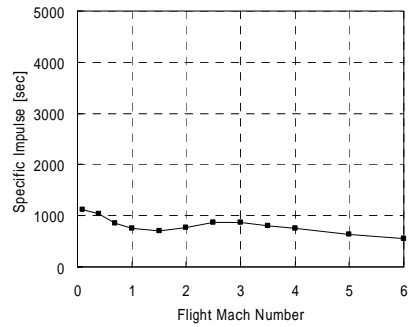
a) 面積推力 (効率一定)



b) 面積推力 (効率マップ考慮)



c) 比推力 (効率一定)



d) 比推力 (効率マップ考慮)

図 6.1-5 エンジン性能に対する効率マップの影響 (Case 1)

## 6.2 高マッハ数におけるラム圧縮効果について

マッハ3以上の高マッハ数においては、ラム圧縮効果が大きいため、ターボ機械を使わなくても、十分な圧縮が達成されてブレイトンサイクルが成立する。ターボ・ラムジェットはこの効果を活用したエンジンであり、通常、マッハ3以上においてはコアエンジンの入口に蓋をして、別流路がコアエンジン下流に設置されたラム燃焼器を作動させて高温ガスを噴出して推力を得ることを想定している。

図6.2-1は、5.1節の予冷ターボジェット(Case1)においてマッハ0.4, 2.0, 4.0, 6.0で作動させた場合の温度-エントロピ(T-S)線図である。図中の数字は系統図における位置に対応している。マッハ2程度まではインテーク出口温度(T2)はあまり高くないため、設計点と同様のT-S線図となる。一方、マッハ4以上の高マッハ数においては、インテーク出口温度(T1)は燃焼器出口温度(T4)と同等かそれ以上となるため、T-S線図の形状が大きく変化する。ここで、高マッハ数においては当量比を上げて燃焼器出口温度(T4)を一定に維持しているため、予冷器の冷却能力も上がっており、予冷器出口温度(T2)は低く抑えられている。従って、コアエンジンに関しては、高マッハ数になっても、設計点と同様の温度環境と熱力学サイクルで作動できることが判る。

一方、高マッハ数においては、インテークによる圧縮過程の直後に燃焼過程に入ることによって、通常のブレイトンサイクルを実現できることが判る。ただし、マッハ6程度においてはインテーク出口温度(T1)が1600K以上になっているため、サイクルを成立させるためには高温のラム燃焼が必須となる。予冷ターボジェットにおいても、あるマッハ数以上でラムジェット作動に切り替えるという選択肢も考えられる。しかし、5.3節に示すように、ラムジェット作動に要するラムダクトや流路切り替え機構の質量は予冷器と同程度かそれ以上となる。従って、予冷ターボジェットにラムジェット機能を追加すると、予冷器の他にラムダクト等の質量が加算されるため、システム性能が極端に悪化することが予想される。

また、ターボ・ラムジェットがマッハ3程度でコアエンジンに蓋をするのは、空力加熱からコアエンジンを保護するという意味もある。図6.2-1からも判るように、予冷ターボジェットにおいては、液体水素の冷熱によりコアエンジンの入口温度を低下させるため、マッハ6の飛行条件においてもコアエンジン入口温度はマッハ3相当となる。従って、コアエンジンの保護という観点においても、予冷ターボジェットはマッハ6まで蓋をする必要がない。そこで、本研究においては、エンジン構成をできるだけ単純にして軽量にするために、予冷器とラムダクト等を併用するサイクルは除外した。

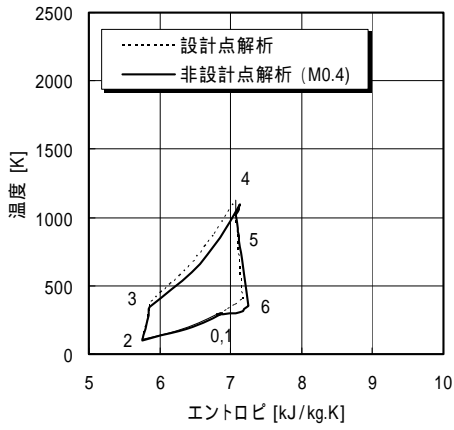
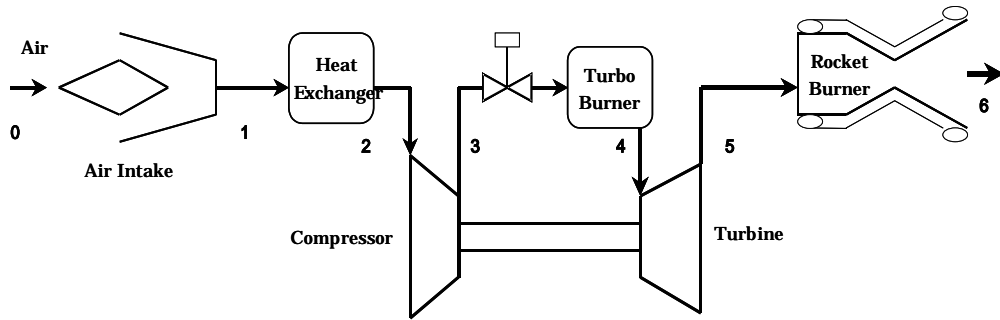
さらに、単段式スペースプレーンにおいては、スクラムジェットの側壁内に初期加速エンジンを装着しなければならないという制約がある。ラムジェットに切り替えるサイクルにおいては、コアエンジンの周りにラムダクトを装着するため、エンジン外径が大



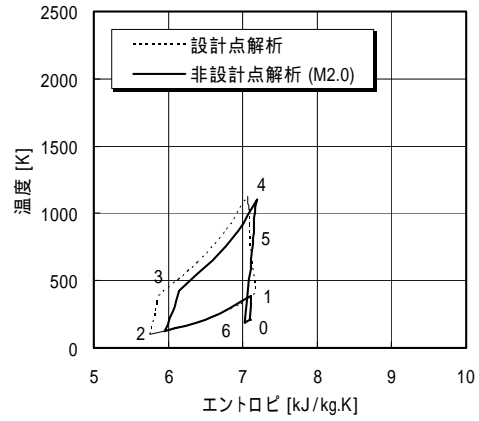
きくなる。また、ラムジェット作動は推力密度が小さくなるため、加速に必要な推力を確保するためにはエンジン全体を大きくする必要がある。これらの効果により、ラムジェットに切り替えるサイクルは、スクラムジェットの側壁に装着することは不可能であった。よって、単段式スペースプレーンの検討においては、ラムジェットに切り替えるサイクルの検討は除外した。

ラム圧縮だけで十分な圧力比が得られるのであれば、コアエンジンはウィンドミル作動をさせればよいという考えもある。実際に、米国 NASA の RTA プロジェクトにおいては、ターボファンエンジンを用いて、高マッハ数ではファンをウィンドミル作動させて空気を通過させ、下流に設置したラム燃焼器を作動させる方式を採用している。このファンは低圧力比であるため、出口の流路断面積があまり縮小しておらず、ウィンドミル作動においても、インテークが吸込む空気流量を通過させることが可能である。一方、本研究で想定している高圧力比の圧縮機の場合、圧縮機出口の流路断面積は圧縮後の空気が通過することを想定して設計されるために非常に小さく、ウィンドミル作動では流量が極端に低下してしまう。そこで、インテーク流量を通過させるのに必要な回転数でコアエンジンを作動させる必要がある。尚、高マッハ数においては、流量を制限しているのはインテーク捕獲面積であり、コアエンジンはインテーク流量に対応して設計点よりも低い修正回転数で作動させる必要がある。

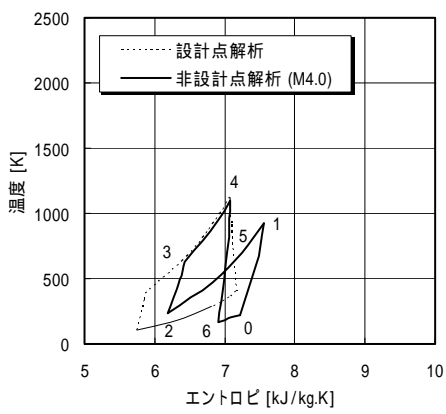
すなわち、ラム圧縮効果の大きい高マッハ数においても、高圧力比の圧縮機が不利となることはない。図 5.1-15 と図 5.1-16 において、Case 2 と Case 3 は同じ当量比で圧力比を変えた条件である。Case 2 は圧力比が 5.0 の条件であるが、全マッハ数範囲において面積推力、比推力ともに Case 3 より大きな値となっている。その効果は低マッハ数で顕著であるが、高マッハ数においても逆転することはない。従って、サイクルが成立する範囲においては高い圧力比の圧縮機を用いることが有利であることが判る。



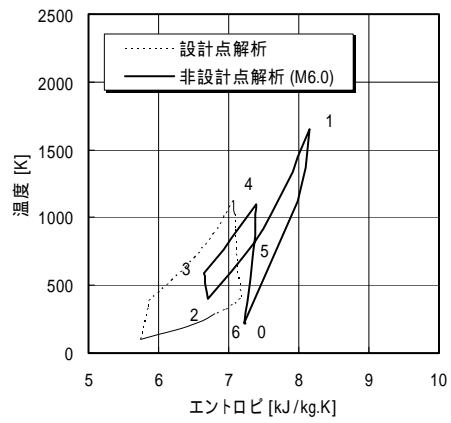
a) マッハ 0.4



b) マッハ 2.0



c) マッハ 4.0



d) マッハ 6.0

図 6.2-1 予冷ターボジェット(Case 1)の温度 - エントロピ線図

### 6.3 圧縮機出口圧力の平準化について

5.1 節の Case 1 の各部圧力 (図 5.1-9) において, 圧縮機出口圧力(P3)がマッハ数に応じて大きく変化している。エンジンは最高圧力に耐えるように構造設計するため, 最高圧力を全マッハ数範囲で平準化できれば, エンジン質量を低減できる可能性がある。

圧縮機出口圧力が大きく変化している理由は 2 つある。マッハ 3.5 以下においては, インテーク出口圧力(P2)がマッハ数に応じて変化しており, その変化が圧縮機出口圧力(P3)の変動として拡大されている。図 5.1-7 において, このマッハ数範囲における修正回転数は一定であるため圧縮機の圧力比は変動していない。一方, マッハ 3.5 以上においては, インテーク流量の制約にあわせて修正回転数が低下しているため, 圧力比が大きく低下している。このマッハ数範囲ではインテーク出口圧力(P2)は増大しているが, 圧縮機の相対的な圧力比が大きいため, 圧縮機の圧力比低下が大きく影響している。

前者の影響を最小化するためには, 飛行軌道を修正して, インテーク出口圧力(P2)を平準化させることが有効となる。後者の影響を最小化するためには, 最高圧力付近におけるインテーク捕獲面積を縮小して, 修正回転数を低下させることが有効となる。この場合は推力も低下するため, 本研究の方法を応用して, 推力低下の影響とエンジン質量低下の影響をペイロード運搬性能で比較検討することが必要である。

本研究においては広い圧力比範囲のコアエンジン質量を推算するために既存エンジンの質量データベースから作成した統計式を使用した。この方法では, 圧縮機出口圧力が変化したときの質量への影響を正確に反映することはできない。しかしながら, 高当量比の予冷ターボジェットにおいては, その質量の大半はインテーク, 予冷器, ノズルといった大型部品であるため, コアエンジン質量の変化がエンジン全質量に及ぼす影響は少ない。また, コアエンジンのうち, 回転部品の質量は遠心応力で決まるため, 最高圧力が変化したときにはケーシングの質量だけが影響を受ける。よって, 最高圧力が変化した場合の全エンジン質量に与える影響は非常に小さいと考えられる。今後, 実用エンジンの開発過程において, 詳細設計に基づく高精度の質量推算を行うことが可能になれば, 圧縮機出口圧力の平準化による質量低減の効果が正確に表現されるため, ペイロード運搬性能を最大化するための最適軌道とインテーク捕獲面積の最適変化スケジュールが求められると考えられる。

一方, 5.3 節の TST0 用予冷ターボジェットの各部圧力 (図 5.3-7) においては, 圧縮機出口圧力(P3)は全マッハ数範囲でほぼ一定となっている。これは, 5.1 節の Case1 と比べて圧縮機の圧力比が低く, 圧力の変動の感度が小さいためである。低マッハ数において, インテーク出口圧力(P2)は 5.1 節と同様に変動しているが, 圧力比が低いために圧縮機出口圧力(P3)の変動も小さくなっている。また, 5.1 節の Case1 においては, 当

量比が高いために、予冷効果で圧縮機入口温度が低下し、音速が低くなるために、機械回転数に対して修正回転数が高く、マッハ 3.5 まで修正回転数は最大となっている。このために、マッハ 3.5 付近でインテーク出口圧力(P2)が高くなる効果が圧縮機出口圧力(P3)の極大値という形で現れていた。一方、5.3 節の TST0 用予冷ターボジェットは当量比が 1 付近であるために予冷効果が小さく、図 5.3-5 において、マッハ 2 以上では修正回転数が低下している。従って、TST0 用予冷ターボジェットにおいては、インテーク出口圧力(P2)が上昇する効果を相殺する形で修正回転数が低下しているため、圧縮機出口圧力(P3)のマッハ 3.5 付近における極大値が生じていない。また、マッハ 3.5 以上において、5.1 節では圧縮機出口圧力(P3)が大きく低下しているが、5.3 節ではほぼ一定となっている。これは、圧縮機の圧力比が低いため、ラム圧縮によるインテーク出口圧力(P2)の上昇効果と修正回転数の低下による圧縮機の圧力比低下の効果が同程度で相殺されているためである。

従って、5.3 節のような、低当量比かつ低圧力比の予冷ターボジェットにおいては、最大推力を発揮する作動をさせるだけで圧縮機出口圧力が平準化されており、エンジン質量の観点からも、トレードオフ検討を行う必要がないことが判った。

#### 6.4 予冷器の着霜限界について

予冷サイクルを採用する上で、離陸から絶対湿度の低い高度に至る間における着霜を防止することは重要な課題である。本研究においては、2.2 節の予冷サイクルエンジン予備試験において、地上静止状態における大気吸込み試験を行い、予冷器への着霜限界を調べている。図 2.2-5 の温度効果と圧力損失において、設計値と実験値の差異が生じている空気流速範囲において着霜が発生していることを直接画像により確認した。この実験条件においては、空気流速を 10m/s 以上に保つことで着霜が防止できると判断した。ただし、この実験は液体窒素で実施しているため、液体水素を用いた場合に現象が変化することも想定し、解析条件として空気流速 30m/s 以上を課した。

一方、予冷器の着霜現象の解明とその防止策については宇宙科学研究所[9-11]において詳細に研究されているため、予冷サイクルエンジンの実用化にあたっては、その研究成果を反映して予冷器を製作する必要があると考える。

## 6.5 飛行荷重に対応した機体質量推算について

4.5 節において、機体質量のうち、胴体、翼、搭載機器等は HASA[29]の推算式を用いて推算した。タンク質量に関しては HASA の推算式は非常に簡易であり、材質を複合材料に変えた場合や安全率を変えた場合の質量低減効果を推算することができなかつたため、独自の設計計算を行った。ただし、飛行時に発生する空気力と慣性力に耐える構造は外部に配置された胴体が受け持つとし、タンクは胴体の内部に別途装着するノン・インテグラル型とした。

胴体にかかる空気力については、エンジン性能解析と軌道解析で設定した最大動圧 ( $P_{d0max}$ ) を入力して解析した。主翼にかかる空気力については、主翼面積 ( $S_{mw}$ ) に対する離陸質量 ( $W_{gto}$ ) の比率で定義される最大翼面荷重 ( $W/S_{max}$ ) を設定して解析した。また、胴体と主翼にかかる慣性力については、軌道解析で設定した最大加速度を終局荷重倍数 (ULF) として入力した。単段式スペースプレーンの加速上昇飛行と帰還飛行の場合、極端な引き起こしや旋回等のマヌーバは必要ないため、本研究においては機首方向の最大加速度のみを考慮した。従って、本研究の結果として得られている機体は、機種方向の最大加速度より小さい加速度のマヌーバであれば実現可能である。

二段式スペースプレーンにおいては、一段を射点に帰還飛行させることを仮定すると、高速で旋回する必要がある。また、分離条件を改善するために引き起こしをする必要がある。これら場合には、機体質量が大きくなっても終局荷重倍数の制限を上げて急旋回させたり、急な引き起こしをさせたりすることで、ペイロード運搬性能が上がる可能性がある。従って、二段式スペースプレーンの性能改善という観点では、終局荷重倍数も変数として3次元飛行軌道の最適化を行うことが有効である。ただし、本研究の目的である異なるエンジン方式のペイロード運搬性能の比較という観点においては、終局荷重倍数の設定によってエンジン方式の優劣が逆転することはないと考えられる。

## 6.6 マッハ数分割法の利点と妥当性について

軌道解析においては、解析時間とデバッグ時間の短縮のために、マッハ数分割法を用いた設定軌道適応解析を実施した。従来の軌道解析においては、細かい時刻分割により任意軌道を飛行させて飛行終了時の推進薬消費量を評価し、これが最適となるように何度も軌道修正を繰り返すという手法がとられていた。この場合、エンジン性能としては、作動することが可能なマッハ数範囲と高度範囲における推力係数と比推力を数表の性能マップとして計算し、軌道解析に渡す必要があった。この性能マップ作成において、新規エンジンを適用する場合には、作動可能範囲の妥当性の検証のために解析者が解析データの詳細を点検する必要があり、信頼性のある性能マップを新規に提供するためには数日から数週間といった時間を要している。

また、軌道解析としては、任意のマッハ数 - 高度スケジュールから最適軌道を探索するため、解析の試行回数が多いのが難点であった。軌道解析においては、各時刻における迎え角や推力係数といった制御変数の設定がその後の軌道に決定的な影響を残すため、低マッハ数の制御変数が不適切な場合は、高マッハ数の制御変数の設定で復帰することは不可能であることが多い。従って、「時刻分割数×制御変数の数×制御変数の分割数」の独立した組み合わせの中から最適な制御変数のスケジュールを求める作業が必要となり、単純解法では膨大な回数の試行が必要となる。そこで、さまざまな最適化手法の研究により、その試行数は低減する傾向にあり、1つの条件における解析時間はPCで数時間程度となっている。それでも新規条件において最適軌道を探索する場合には、不可能解や振動解が得られることが多々あり、解析者の判断で諸変数を調整して最適解に到達するといったプロセスを経るのが通常であるため、全体で数日間の時間を要している。

一方、空気吸込み式エンジンはその特性から飛行動圧が高いほど、正味推力(ノズル排気による推力からインテーク等による抗力を引いた値)が大きくなることが判っている。実際に通常の軌道解析を行うと、特別な制約条件がない限り、その最適解は空気吸込み式エンジンで設定した最大動圧軌道と一致する。本研究においては、その特性を利用し、軌道解析においては空気吸込み式エンジンの最大動圧を達成する軌道を目標値として制御変数を収束計算で求めるという、設定動圧軌道適応解析を適用した。これにより、エンジン性能マップは最大動圧軌道に沿った数値のみを提供すればよい。性能マップの解析とその妥当性の検証に要する時間は数分で済むことになった。また、軌道解析においても、目標となる軌道が最初に与えられるため、不可能解や振動解に陥って修正に手間を要するということがなくなり、最適軌道の解析とその妥当性の検証に要する時間も数分で済むことになった。

さらに、軌道解析においては、加速終了時の推進薬消費量を最小化するための最適計

算を実施した。この場合、飛行動圧は定まっているため、変化するのは各マッハ数範囲における加速度と、それに対応した飛行時間である。加速度は設定した最大加速度（終局荷重倍数）の範囲で推力を調節して変化させることができる。推力が大きい場合は、短時間で加速が終了するために空力損失は小さいが、設定軌道に沿うためには揚抗比の低い迎え角で飛ぶことになるため、自重を推力の垂直方向成分で支える割合が高くなり、制御損失と重力損失が大きくなる傾向にある。一方、推力が小さい場合には、揚抗比の大きい迎え角で飛行するため、自重を翼の揚力で支える割合が高くなり、制御損失と重力損失が小さいが、飛行時間が長くなるために空力損失が大きくなる傾向にある。最適計算においては、これらの効果を反映して、加速終了時の推進薬消費量が最小となる推力スケジュールとそれに対応した各マッハ数における作動時間が算出される。

この解析過程においては、推力の低いケースを必ず試行することになるが、ここで時刻分割法を用いると飛行時間が長くなるために、それに対応した解析時間を要することになる。このケースは最終的には排除されるものであり、解析精度を上げる必要はないため、細かい時刻分割のまま計算を継続するのは好ましくない。そこで、マッハ数分割法を導入して、各マッハ数における飛行時間も制御変数とすると、飛行時間が変化した場合でも分割数を一定に保つことができるようになる。この手法を適用することにより、推力が極端に低くなった場合の試行に要する解析時間を節約するとともに、最適解付近の分割数は適切に保てるため、最適解の精度は確保することができるようになった。

図 6.6-1 に従来の方と本研究の方における軌道解析結果の比較を示す。いずれも、二段式スペースプレーンの一段について予冷ターボジェットを適用して飛行した場合のものである。この図から、本研究の方は、解析精度の点において、従来の方と大きな違いはないことが判る。また、本研究の手法を適用することで、解析と結果の妥当性の評価に要する時間が飛躍的に短くなるため、複数のエンジン方式を比較検討するために要する時間を大幅に短縮することが可能となった。

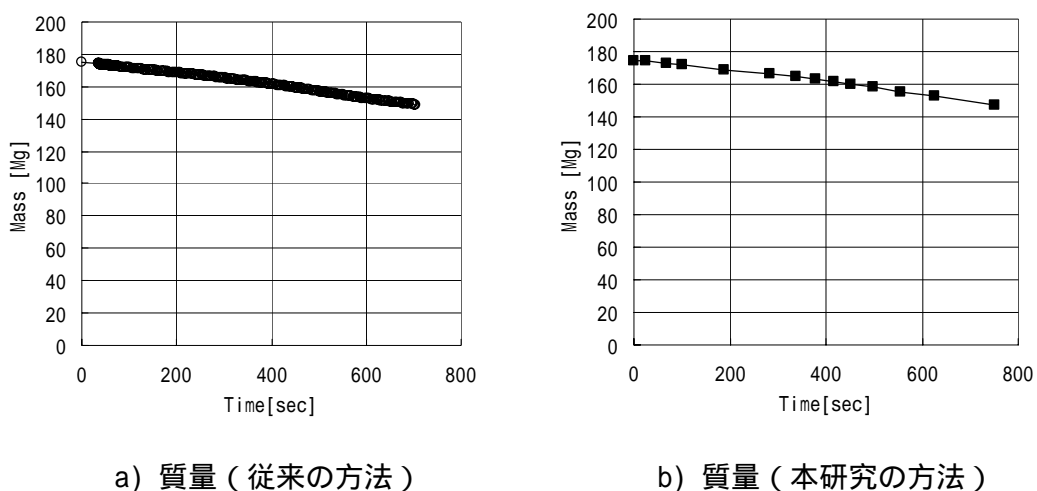
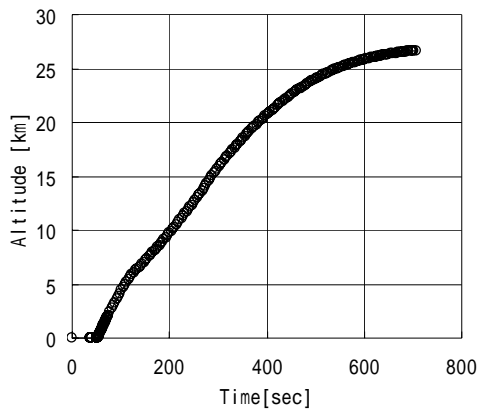
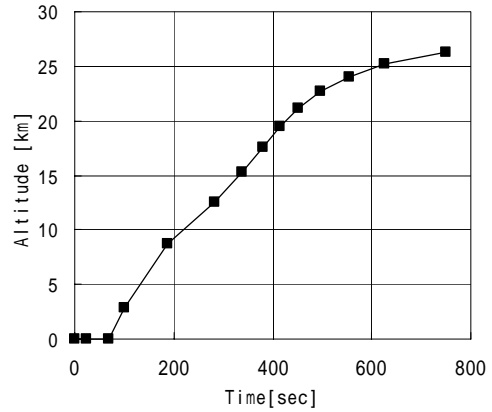


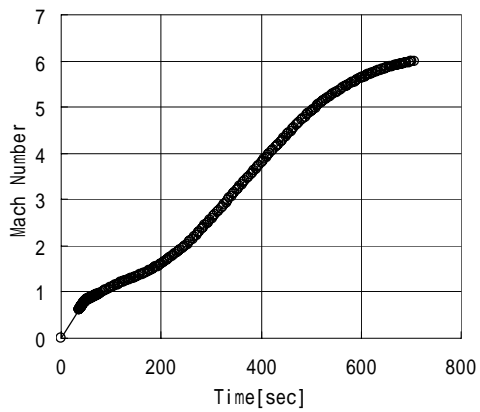
図 6.6-1 軌道解析結果の比較 ( T S T O ・ 一段軌道解析 ) ( 1 / 2 )



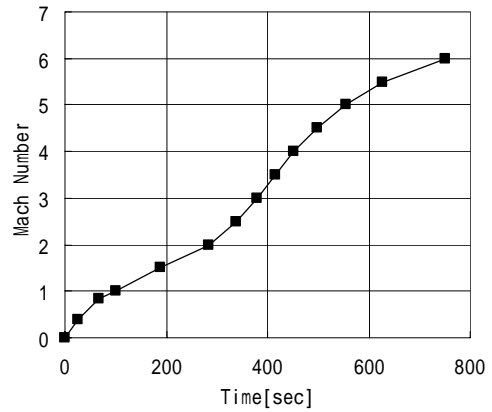
c) 高度 (従来の方法)



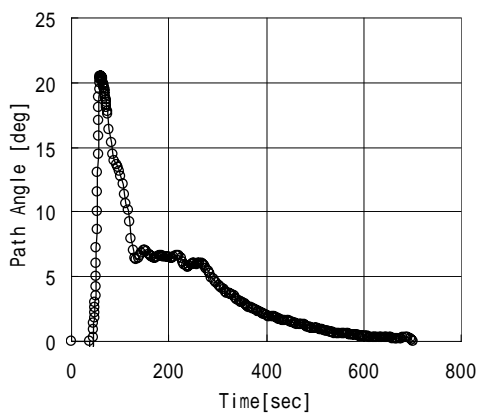
d) 高度 (本研究の方法)



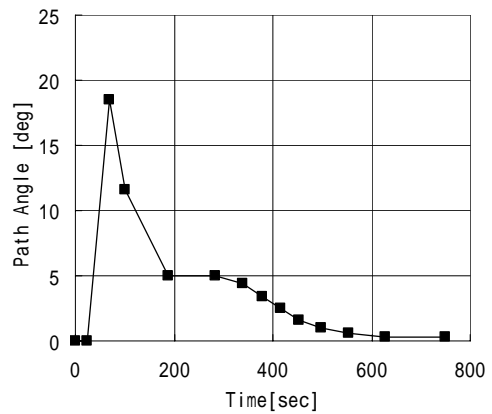
e) マッハ数 (従来の方法)



f) マッハ数 (本研究の方法)



g) 経路角 (従来の方法)



h) 経路角 (本研究の方法)

図 6.6-2 軌道解析結果の比較 (TSTO・一段軌道解析)(2 / 2)



## 第7章 結論

本研究においては、スペースプレーンを実現するためのエンジン方式として、予冷サイクルエンジンに着目し、その特性を解明するとともに、同エンジンをスペースプレーンに適用した場合に最大性能を発揮するエンジン方式と諸元を明らかにした。単段式スペースプレーンにおいては、高当量比(5付近)の予冷ターボエンジンを用いることで、エンジン質量が小さくなる効果が利いて、ペイロードが大きくなることを示した。また、単段式スペースプレーンにおいては、スクラムジェットエンジンにロケットエンジンが予冷ターボ/ロケットエンジンを組み込むことでペイロードが大きくなることを示した。

予冷サイクルエンジンの基本特性として、高マッハ数における空力加熱からエンジンを保護することにより、広い作動マッハ数範囲を確保できるとともに、予冷による空気流量の増大効果と圧縮動力の低減効果により、従来のエンジンでは得られない高推力と高比推力を両立できることを解析的に示した。

予冷方式に関しては、沸点が低くて熱容量の大きい液体水素を用いた熱交換方式を採用することで、最も大きな性能向上を得られることを示した。また、ジェットエンジンは当量比1以下の希薄燃焼で作動させるという常識を覆して、当量比1以上の過濃燃焼を用いることで、予冷効果を大きく発揮してロケットエンジンと同程度の圧力比のエンジンを実現することができ、高空で用いるロケットエンジンと複合させたエンジンを製作できる可能性を示した。また、同エンジンは、従来のロケットエンジンよりも高い比推力と、従来のジェットエンジンより飛躍的に高い推力質量比(推重比)を得られることを示した。

当量比の選定に関して、二段式スペースプレーンの場合は当量比1程度のエンジンを用いることで上段質量が最大化することを簡易的な解析で示した。一方、単段式スペースプレーンにおいて最適な当量比を選定するためには、初期加速用エンジンの質量が後期加速に与える影響を評価する必要があるため、エンジン性能、エンジン質量、および飛行軌道を正確に解析しペイロードを算出して比較検討することとした。

マッハ0~6という広い速度範囲で作動する予冷サイクルエンジンの性能を正確に解析するために、超音速インテーク、予冷熱交換器、コアエンジンといった主要要素の特性を取得して、解析プログラムに反映することとした。

超音速インテークに関しては、ジェットエンジンと組み合わせた実験を行い、インテークとエンジンの流量が不整合の状態における流体现象を把握するとともに、流量が不整合の時に推進性能が極端に低下することを示した。この結果を反映して、エンジン性能解析においては、可変インテークを想定して、インテーク流量が過大となる低マッハ数においてはインテークスロートを調整し、エンジン流量が過大となる高マッハ数にお

いてはエンジン回転数を調整して、流量整合を保つような解析を行うこととした。

予冷熱交換器に関しては、軽量化と圧力損失の低減が要求されるため、これを実現するためのフィン付チューブを用いた熱交換器の設計法を確認するための実験を行った。設計計算において、質量当りの温度降下と圧力損失当りの温度降下が極大となるフィン間隔を算出した。また、フィン間隔を変えた要素模型を製作し、模擬冷媒として液体窒素を用いた実験を行い、設計計算に近い性能が得られていることを確認した。この実験で確認された計算方法をエンジン性能解析に用いることとした。

コアエンジンに関しては、低温から高温へと変化する入口条件に対して、一定付近の燃焼温度を維持した場合、エンジンの作動点が大きく変化する。エンジン性能解析プログラムにおいて、この現象を正確に解析できていることを確認するために、超音速エンジン試験施設における超音速ジェットエンジンの高空性能試験データを用いて、解析プログラムの妥当性の評価を行った。結果として、同プログラムを用いて、地上静止からマッハ2まで、良好な精度で推力と燃料流量を推算できることを確認した。

エンジン性能解析プログラムは、要素特性取得試験の結果を反映して、作成と調整を行った。大気物性、エンタルピ、燃料温度、比熱比等の物性と圧縮機マップ等は、計算速度向上のために多項近似式を作成してプログラムに組み込んだ。解析においては、飛行動圧と燃焼温度を設定し、燃焼温度、軸動力バランス、流量バランス、および予冷熱交換器の熱収支バランスを満たすような、当量比、回転数、各部断面積、および燃料(冷却剤)流量を大規模収束計算で求めた。計算方法としては準ニュートン法を用いたが、初期条件が解と離れている場合は収束計算が発散する傾向があった。そのため、最初は各変数単独の収束計算を繰り返し行って、偏差が少なくなった時点で大規模収束計算を行うようにプログラムを工夫した。これにより、安定して収束解を得られるようになった。

軌道解析においては、剛体の運動方程式を用いて解析を行い、得られた軌道に沿った推進薬消費量を求めた。飛行軌道は空気吸込式エンジンが最大性能を発揮する最大動圧軌道として、設定動圧適応解析を実施した。この時、加速終了時の残質量が最大となるような迎角スケジュールと推力スケジュールを求める収束計算を行った。この時、迎角の上下限度角と推力の最大値を制約条件とした。エンジンの正面面積当りの推力と比推力はエンジン性能解析で得られた値を用いた。計算負荷の低減のため、エンジンの正面面積は入力変数とし、外部ループで最適化することとした。また、マッハ数分割法を適用することにより、試行中における加速度の変化の影響を受けずに、計算時間が短縮するようにした。

エンジンと機体の質量推算においては、既存の統計式と詳細な設計計算を組み合わせた。予冷熱交換器は実験で確認された設計計算法を用いてフィンとチューブの配置と材質を設定して質量を算出した。コアエンジンに関しては、ジェットエンジンのデータベースを用いて流量と圧力比から質量を推算する統計式を作成してプログラムに組み込

んだ。推進薬タンクについては、飛行性能で得られた推進剤の体積からタンク体積を算出し、タンク圧力と材質を設定して質量を推算した。

このようにして作成した飛行性能解析プログラムを用いて、予冷ターボジェットエンジンを単段式スペースプレーンに適用した場合の諸元の比較検討を行った。低当量比（1付近）のエンジンと高当量比（5付近）のエンジンを比較したところ、解析の結果として得られるペイロードは高当量比のエンジンを用いた方が高くなることが確認された。高当量比のエンジンは圧力比も高いため、ノズル部分を高空で用いるロケットエンジンと共用する設計が可能となり、このエンジンをスクラムジェットの側壁内に組み込むことで、地上静止から投入軌道まで作動する複合サイクルエンジンを実現できることを示した。

また、単段式スペースプレーンにおいて、スクラムジェットの側壁内に組み込むエンジンとして、ロケットエンジン、空気液化式ロケットエンジン、および空気予冷ターボ/ロケットエンジンを用いた時の比較検討を行った。統合解析の結果として、ロケットエンジンか空気予冷ターボ/ロケットエンジンを組み込んだ場合のペイロードが良好であり、空気液化式ロケットエンジンは熱交換器の質量が過大となってペイロードが低下することが示された。

次に、二段式スペースプレーンにおいて、初段のエンジンとして、予冷ターボジェット、予冷エアターボラムジェット、ターボ・ラムジェット、ロケット・ラムジェット、およびロケットエンジンを用いた場合の性能比較を行った。空気吸込式エンジンに関しては最高性能を発揮すると考えられる当量比1付近で性能解析を行った。結果として、ロケット系エンジンよりもターボ系エンジンを用いた方が、ペイロードを大きく取れることを示した。ロケット系エンジンは推進薬質量が大きく、ターボ系エンジンはエンジン質量が大きいという特徴があった。また、二段式スペースプレーンの場合は、初段の質量を分離して飛行するため、単純に初段の推進薬質量とエンジン質量の総和が小さい方が上段の質量およびペイロードを大きくとることができることを示した。ターボ系エンジンの中では大きな差はないものの、予冷ターボジェットを用いることで最大のペイロードを得られることを示した。

本研究においては、予冷サイクルエンジンについて、熱力学による理想性能解析だけでなく、要素特性を実験で確認して解析に反映させることで、できる限り現実的な性能と質量を推算し、比較検討することに重点を置いた。そして、当量比や圧力比といった設計変数について広く検証して、スペースプレーンの形態に応じた最適な予冷サイクルを導出することを目標とした。ただし、本研究の対象である予冷サイクルエンジンは未だ実用化されていないエンジンであるため、予測した要素性能や作動限界等の不確定性には注意する必要がある。

単段式スペースプレーンにおいては高当量比で高圧力比のサイクルが最適であると

いう結論を得たが、このサイクルを実現するためには、圧力比50の圧縮機について、広い修正回転数の範囲で高い効率を維持した設計を成立させる必要がある。本研究における設計計算においては、性能に影響が出ない程度の圧縮機の設計は可能であるとの結論を得たが、実用エンジンの詳細設計を進める途上において、修正回転数が変化したときに効率が極端に悪化するという結論に達する可能性もある。この場合は、効率の低下を考慮した再検討を行い、最適圧力比を修正する必要がある。

コアエンジン質量については、質量データベースから作成した統計式を用いたため、マッハ数に応じて最高圧力が変化したときの影響を正確に反映できていない。しかしながら、最高圧力の影響を受けるのはコアエンジンのケーシングの質量であり、これがエンジン全体質量に占める割合は非常に小さいため、影響は少ないと考えられる。実用エンジンの詳細設計を進めて、エンジン各 부품の質量推算を高精度で行える段階になれば、ケーシング質量の影響も考慮して、最適圧力比を修正することが可能となる。

機体質量については、飛行方向の最大加速度から終局荷重倍数を設定して、推算を行った。従って、引き起こしや旋回に伴う荷重倍数に制限が課せられていることになる。単段式スペースプレーンにおいてはこれで問題ないと考えられるが、二段式スペースプレーンにおける一段と二段の分離時の引き起こしや、一段の帰還旋回飛行を考慮した場合、終局荷重倍数を上げることでペイロード運搬性能が上がる可能性がある。従って、二段式スペースプレーンの詳細軌道設計を進める過程においては、終局荷重倍数も変数として取り扱うべきである。

本研究においては、スペースプレーンに適用できる予冷サイクルエンジンの特性を明らかにした。予冷サイクルエンジンは、液体水素の冷熱で空気を冷却して取り込むエンジンであり、当量比の選択によって冷却能力と燃焼温度が変化する。一般に、当量比を上げると冷却能力が高まって空気の密度が上がるため、推力重量比を向上させる効果がある。一方、予冷サイクルエンジンで想定している当量比1以上では、当量比を上げると燃焼温度が下がるため、比推力を下げる効果もある。空気液化サイクルにおいては、空気を液化するために過剰の水素を供給するため、燃焼温度を維持するために液体酸素を付加する必要があり、これも比推力低下の要因となる。加えて、当量比を上げて冷却能力を上げると熱交換器の重量も大きくなるため、推力重量比を下げる効果がある。また、ロケットエンジンと予冷サイクルエンジンを比較する場合、上昇軌道の違いによる空力損失等の効果も考慮する必要がある。本研究においては、これらの複合効果は、エンジン性能解析、軌道解析、および質量推算を行って、ペイロード比を算出することで公平に比較できることを示した。また、単段式スペースプレーンに適用する予冷サイクルエンジンにおいては、液体酸素を付加する必要のない範囲で当量比を上げることが有効であり、当量比5程度の予冷ターボエンジンを用いることで、最大のペイロード比が得られることを示した。

## Appendix A 飛行性能解析に用いた数式集

本付録において、第4章の飛行性能解析プログラムにおいて適用した数式の詳細をまとめる。以下、解析に用いた物性推算(A.1)、エンジン性能解析(A.2)、軌道解析(A.3)、エンジン質量推算(A.4)、および機体質量推算(A.5)について説明する。

### A.1 物性推算

性能解析を行うに当たり、物性等を推算するための補間式群を作成した。

#### A.1.1 大気物性

飛行高度における圧力と温度を算出するための補間式を作成した。

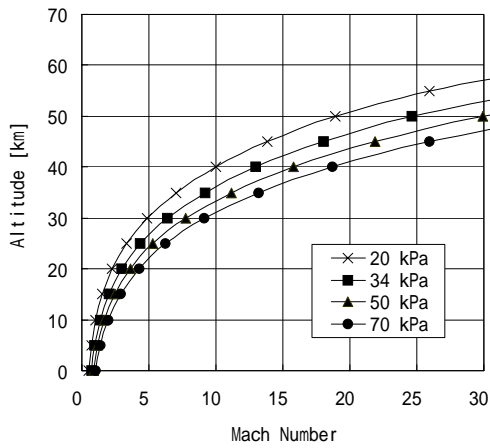
図 A.1-1 に飛行動圧と高度の関係を示す。地球の周回軌道速度に相当するマッハ 25 程度までを空気吸込式エンジンで加速することを想定し、動圧 20~70kPa で機体を設計した場合、加速終了時の高度は 45~55km であることが判る。従って、大気モデルとしては、高度 0~60km の圧力、温度を推算できるものがあれば十分である。

図 A.1-2 に高度と大気温度の関係、図 A.1-3 に高度と大気圧力の関係を示す。いずれも、理科年表[19]の値を用いて、最小自乗近似を用いて近似式を作成した。大気温度は、0~40km と 40~120km に分けて、それぞれ 6 次の多項式で近似した。大気圧力は、0~40km, 40~80km, および 80~120km に分けて、6 次および 5 次の多項式で近似した。

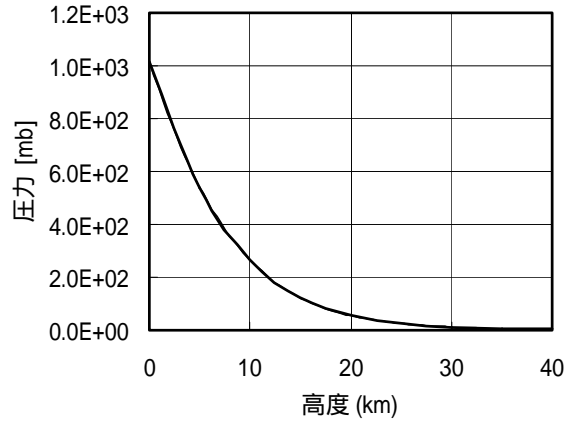
#### A.1.2 エンタルピ

熱交換計算や動力計算に必要なエンタルピを算出する補間式を作成した。

図 A.1-4 と図 A.1-5 は空気、窒素および燃料(水素、メタン、吸熱ケロシン)の温度とエンタルピの関係である。物性値としては、「気体と液体の熱物理的性質」[14]および「伝熱工学資料」[15]の物性値表から、圧力 0.5MPa のものを用いて、最小自乗近似を用いて近似式を作成した。メタンのみ 1 次式、それ以外は、実在気体効果を反映して 3 次の多項式で近似した。

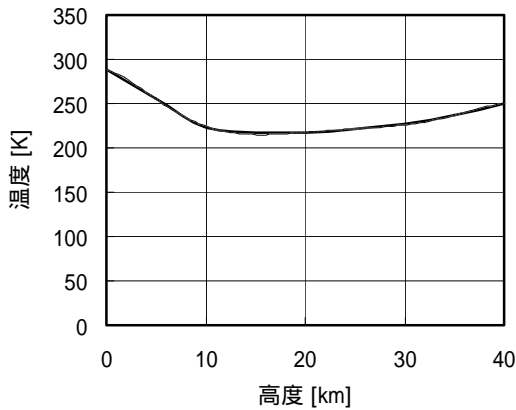


図A.1-1 飛行動圧と高度の関係



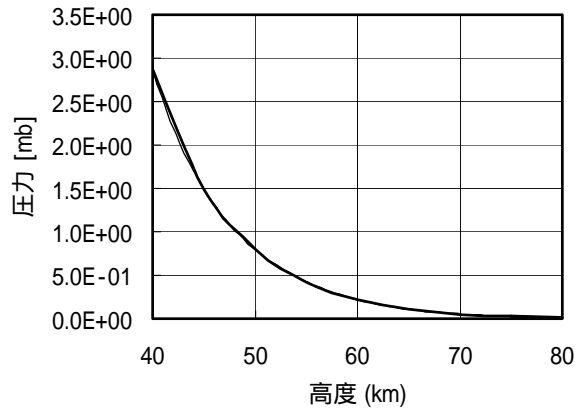
$$y = -5.185E-07x^6 + 5.893E-05x^5 - 1.526E-03x^4 - 7.105E-02x^3 + 5.170E+00x^2 - 1.185E+02x + 1.013E+03$$

a) 高度：0～40 [km]



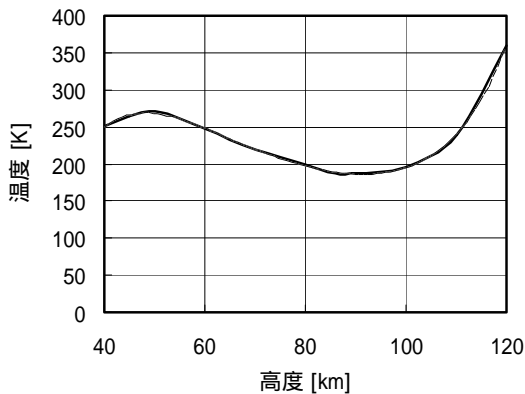
$$y = -1.264E-06x^6 + 1.636E-04x^5 - 7.973E-03x^4 + 1.761E-01x^3 - 1.481E+00x^2 - 2.707E+00x + 2.882E+02$$

a) 高度：0～40 [km]



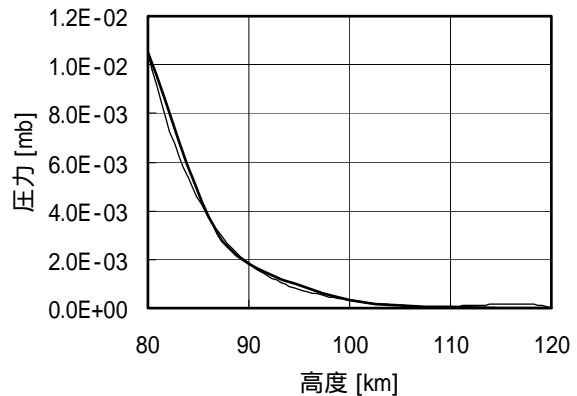
$$y = 3.660E-09x^6 - 1.434E-06x^5 + 2.339E-04x^4 - 2.040E-02x^3 + 1.007E+00x^2 - 2.676E+01x + 3.014E+02$$

b) 高度：40～80 [km]



$$y = 5.356E-10x^6 + 4.927E-07x^5 - 2.440E-04x^4 + 4.181E-02x^3 - 3.460E+00x^2 + 1.372E+02x - 1.807E+03$$

b) 高度：40～120 [km]

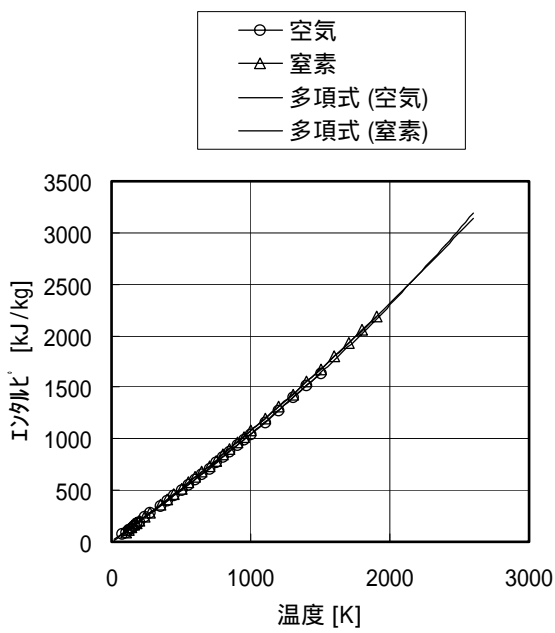


$$y = -8.143E-10x^5 + 4.273E-07x^4 - 8.967E-05x^3 + 9.410E-03x^2 - 4.940E-01x + 1.038E+01$$

c) 高度：80～120 [km]

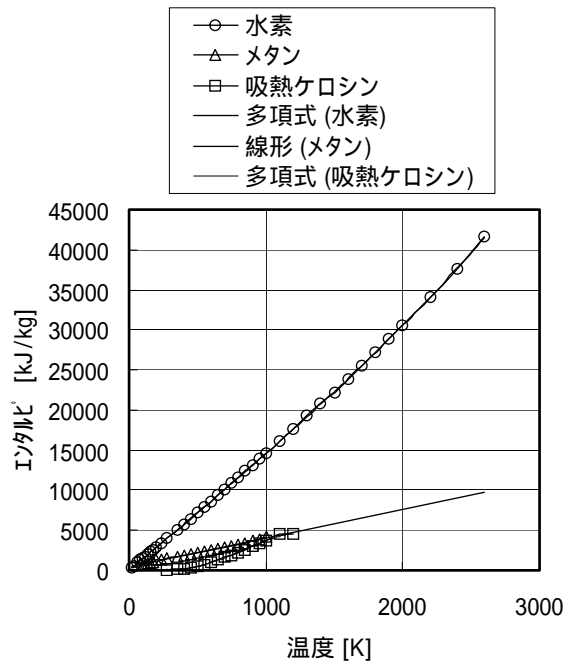
図A.1-2 高度と大気温度の関係

図A.1-3 高度と大気圧力の関係



$$y = 1.798E-08x^3 + 4.800E-05x^2 + 9.832E-01x - 3.113E+00 \text{ 空気}$$

$$y = 9.161E-10x^3 + 7.917E-05x^2 + 9.958E-01x + 7.211E-01 \text{ 窒素}$$



$$y = 2.682E-07x^3 - 9.279E-05x^2 + 1.440E+01x + 3.645E+00 \text{ 水素}$$

$$y = 3.5712x + 387.16 \text{ メタン}$$

$$y = -9.732E-06x^3 + 2.397E-02x^2 - 1.246E+01x + 1.913E+03 \text{ EF}$$

図A.1-4 エンタルピー (空気, 窒素)

図A.1-5 エンタルピー (燃料)

### A.1.3 燃焼温度と比熱比

平衡燃焼計算は計算負荷が高く，エンジン性能解析で反復計算を行うに当たって，毎回サブルーチンとして呼び出すと計算時間が過大となってしまう．そこで，参考値として圧力一定と入口温度一定を仮定して燃焼温度と比熱比を算出する補間式を作成した．エンジン性能計算においては，入口温度と燃料の発熱量からエンタルピー収支計算を行って，燃焼温度を算出し，平衡燃焼温度との比較により，解離の少ない領域であることを確認した．また，比熱比は平衡燃焼計算で得られた値を用いた．

図 A.1-6 は空気 / 水素燃焼における混合比 ( 空気質量流量 / 燃料質量流量 ) と燃焼温度の関係，図 A.1-7 は同燃焼における混合比と比熱比の関係である．燃焼温度と比熱比は，NASA-SP-273[13]の方法で，圧力 0.5MPa，入口温度 288K として，断熱火炎温度解析を行って求めた．最小自乗近似で近似式を作成するに当たり，6 次以下の多項式で誤差なく近似できるように，それぞれ変極点付近で分割した．図 A.1-8 ~ 図 A.1-11 は，空気 / メタン燃焼と空気 / ケロシン燃焼における，混合比と燃焼温度および比熱比の関係である．

### A.1.4 圧縮機性能マップ

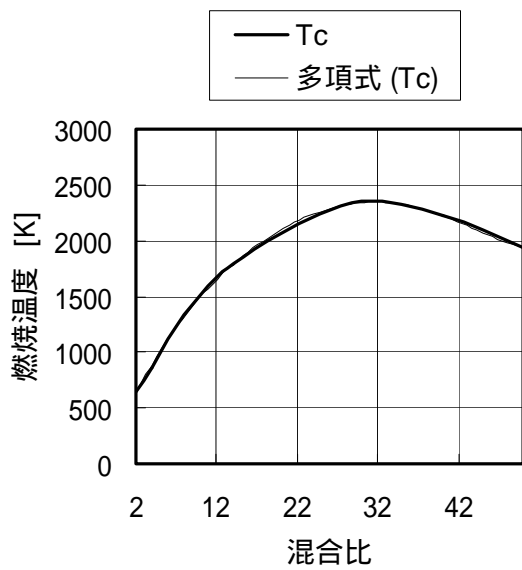
圧縮機の性能を推算するに当たり，圧力比 5 と圧力比 50 の圧縮機性能マップを作成した．

図 A.1-12 に圧力比 5 の圧縮機性能マップを示す．これは，3.3 節に述べた YJ-69 エンジンの地上静止試験のデータを処理して作成した．a) は修正流量と修正回転数の関係，b) は圧力比と修正回転数の関係であり，それぞれ，最小自乗近似を用いて，2 次の近似式を作成した．

図 A.1-13 に圧力比 50 の圧縮機性能マップを示す．これは，高圧力比ターボジェット的设计[20]において，6 段軸流圧縮機と 1 段遠心圧縮機を組み合わせた高圧力比圧縮機を設計した結果を基にして作成した．修正流量，圧力比ともに，3 次の近似式を作成した．

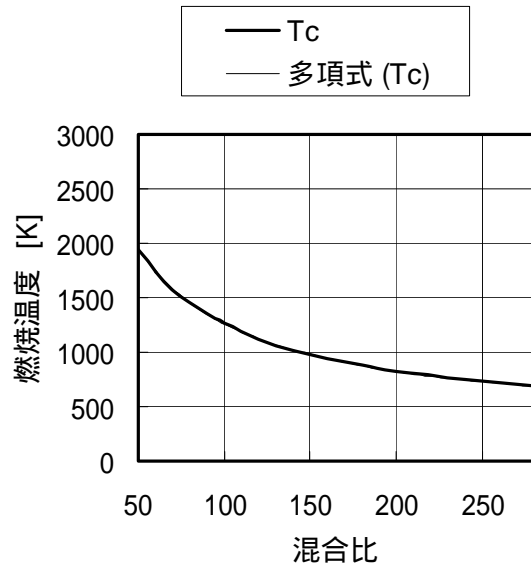
エンジン性能解析において，圧縮機の性能は，設計圧力比に応じて，近い圧力比のマップを選定して適用した．解析に用いる圧力比については，近似式の設計圧力比から 1 を引いた値が解析における設計圧力比から 1 を引いた値に比例するとして，比例計算で算出した．





$$y = 3.612E-05x^5 - 4.566E-03x^4 + 2.209E-01x^3 - 6.874E+00x^2 + 1.691E+02x + 3.155E+02$$

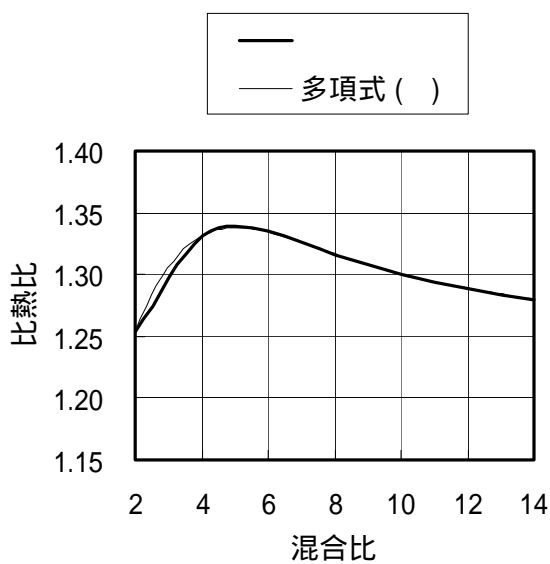
a) 混合比：2 ~ 50



$$y = -7.569E-09x^5 + 7.308E-06x^4 - 2.814E-03x^3 + 5.543E-01x^2 - 5.983E+01x + 3.855E+03$$

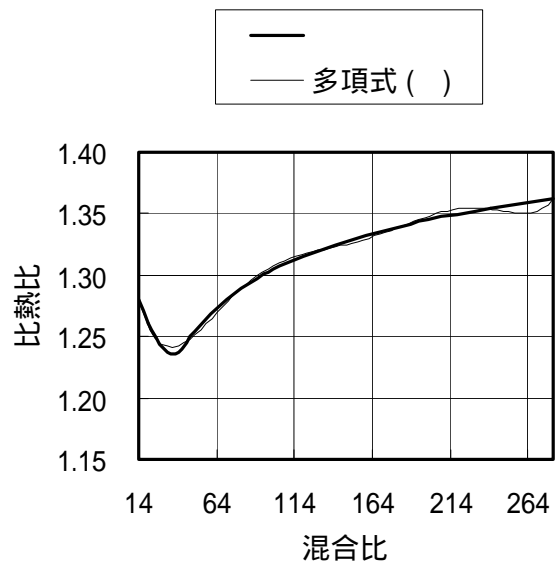
b) 混合比：50 ~ 280

図4.1-6 燃烧温度 (空气 / 水素燃烧)



$$y = 2.813E-06x^5 - 1.616E-04x^4 + 3.598E-03x^3 - 3.831E-02x^2 + 1.859E-01x + 1.009E+00$$

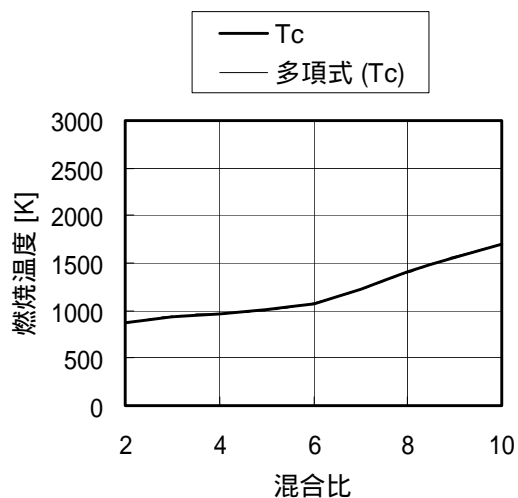
a) 混合比：2 ~ 14



$$y = 4.492E-14x^6 - 4.232E-11x^5 + 1.560E-08x^4 - 2.830E-06x^3 + 2.585E-04x^2 - 1.005E-02x + 1.376E+00$$

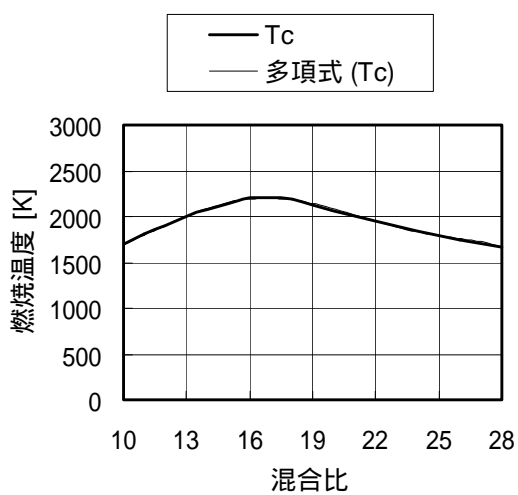
b) 混合比：14 ~ 280

図A.1-7 比熱比 (空气 / 水素燃烧)



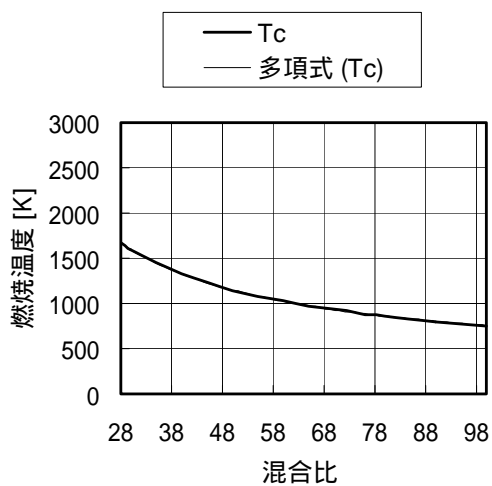
$$y = 2.875E-02x^6 - 9.826E-01x^5 + 1.227E+01x^4 - 6.644E+01x^3 + 1.401E+02x^2 + 2.858E+01x + 6.095E+02$$

a) 混合比 : 2 ~ 10



$$y = -3.622E-04x^6 + 3.453E-02x^5 - 1.251E+00x^4 + 2.126E+01x^3 - 1.713E+02x^2 + 6.380E+02x + 6.047E+02$$

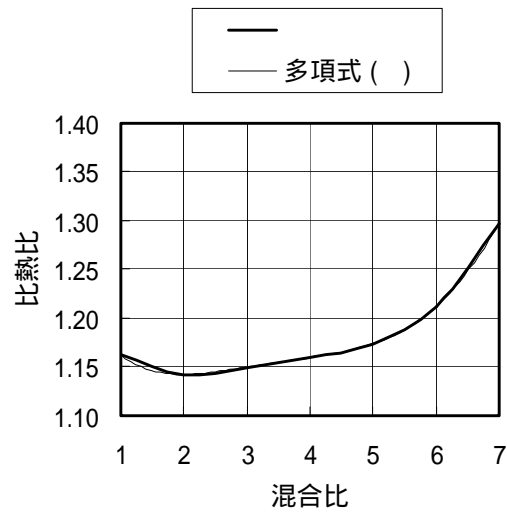
b) 混合比 : 10 ~ 28



$$y = 9.750E-09x^6 - 4.342E-06x^5 + 8.107E-04x^4 - 8.249E-02x^3 + 4.980E+00x^2 - 1.819E+02x + 4.241E+03$$

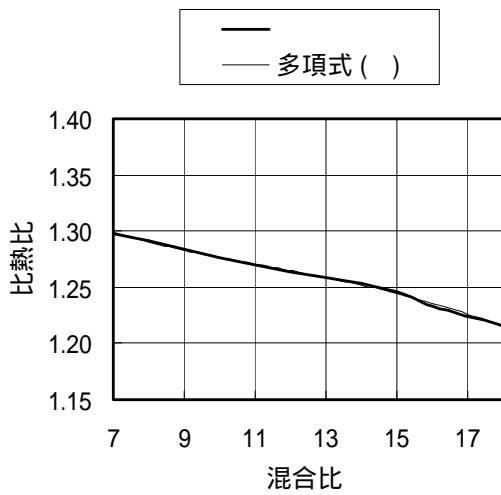
c) 混合比 : 28 ~ 100

図A.1-8 燃烧温度 (空気 / メタン燃烧)



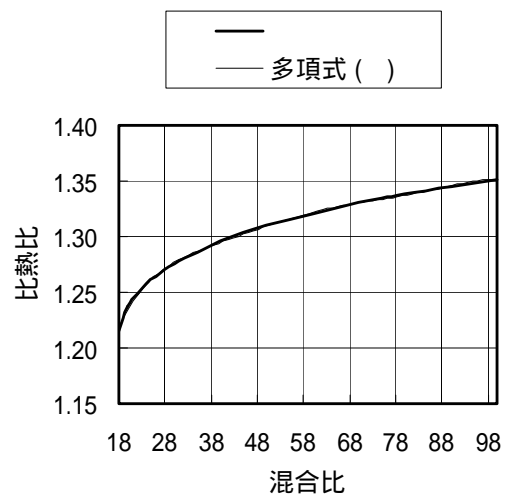
$$y = -8.472E-06x^6 + 1.038E-04x^5 + 7.632E-04x^4 - 1.564E-02x^3 + 8.185E-02x^2 - 1.703E-01x + 1.265E+00$$

a) 混合比 : 1 ~ 7



$$y = -5.059E-05x^3 + 1.725E-03x^2 - 2.552E-02x + 1.410E+00$$

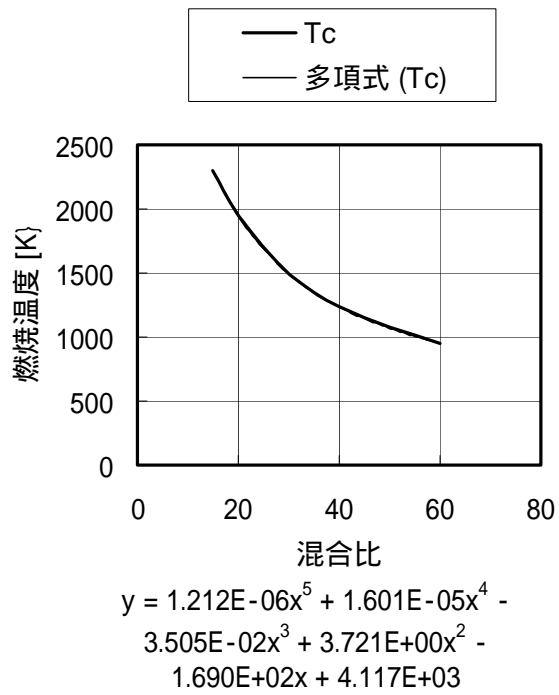
b) 混合比 : 7 ~ 18



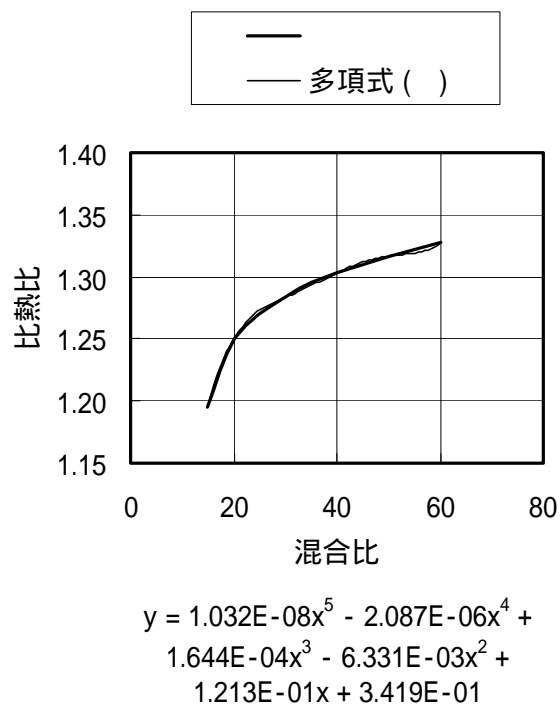
$$y = -1.341E-11x^6 + 5.033E-09x^5 - 7.615E-07x^4 + 5.944E-05x^3 - 2.537E-03x^2 + 5.792E-02x + 7.216E-01$$

c) 混合比 : 18 ~ 100

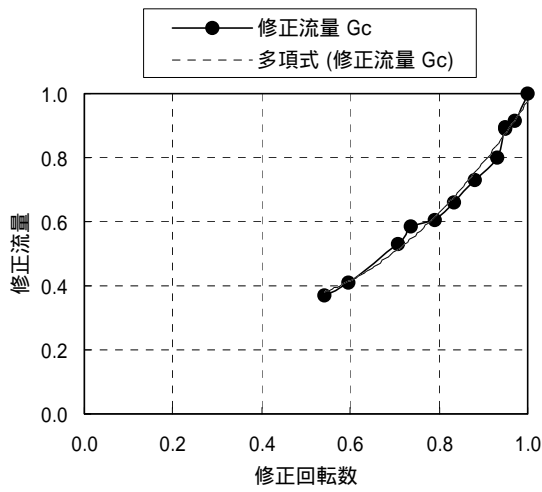
図A.1-9 比熱比 (空気 / メタン燃焼)



図A.1-10 燃焼温度 (空気/ケロシン燃焼)

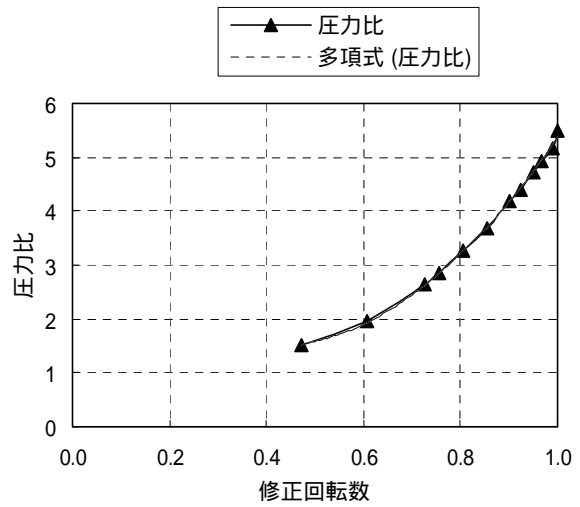


図A.1-11 比熱比 (空気/ケロシン燃焼)



修正流量:  $y = 1.713E+00x^2 - 1.341E+00x + 6.050E-01$

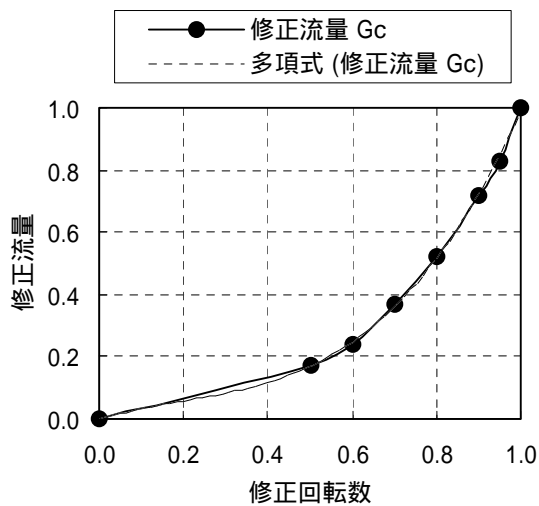
a) 修正流量



压力比:  $y = 1.079E+01x^2 - 8.613E+00x + 3.189E+00$

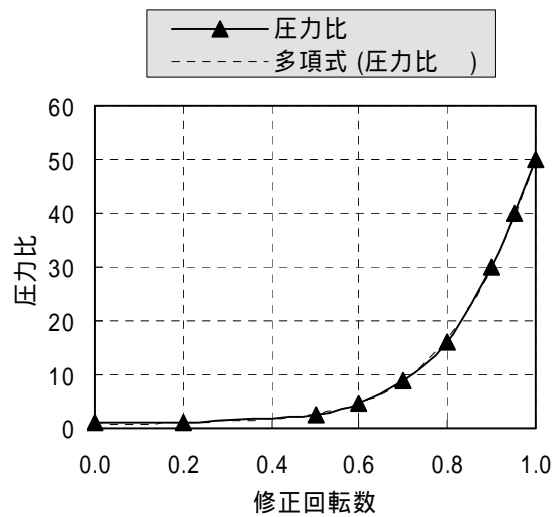
b) 压力比

图A.1-12 Y J 6 9 压缩機特性



修正流量:  $y = 1.401E+00x^3 - 8.036E-01x^2 + 3.912E-01x - 1.535E-04$

a) 修正流量



压力比:  $y = 1.420E+02x^4 - 1.374E+02x^3 + 5.036E+01x^2 - 5.345E+00x + 9.824E-01$

b) 压力比

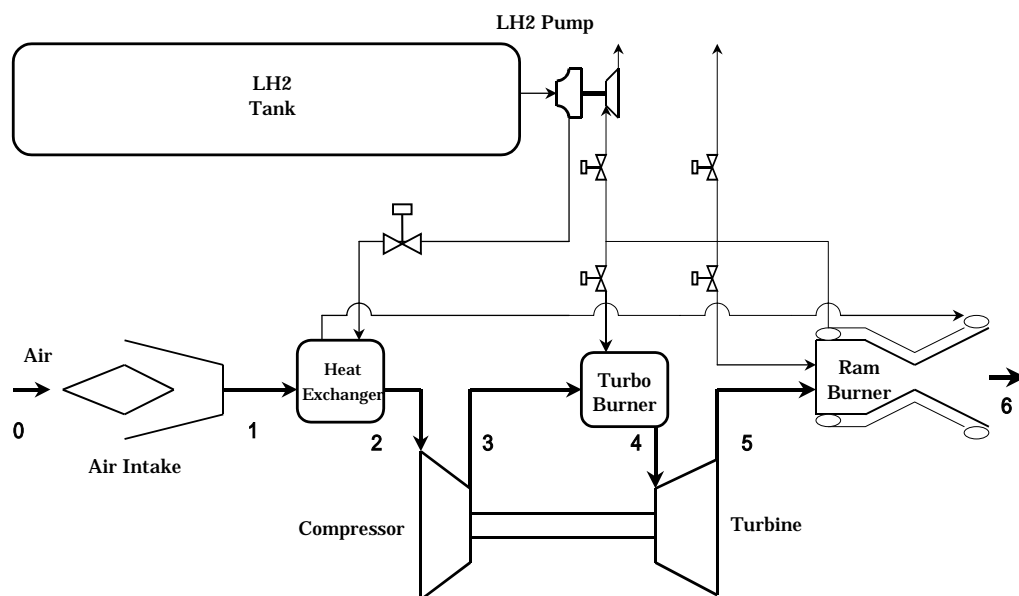
图A.1-13 高压压缩機特性

## A.2 エンジン性能解析

予冷サイクルエンジンのうち、広い当量比範囲で成立する予冷ターボジェットについて、性能解析プログラムを作成した。図 A.2-1 の系統図に従って、予冷ターボジェットを構成する各部品をモデル化し、飛行状態に応じた非設計点性能解析を行えるようにした。

解析においては、各飛行条件において、軸動力バランス、流量バランス、熱収支バランスの式がすべて満たされるように、回転数、各部流路面積、燃料（冷却剤）流量を変数として収束計算を行うこととした。

以下、各部品について、解析に用いた変数とその計算式を列挙する。このうち、入力変数には“(AA){Input}”と表記し、AA には本研究で用いた代表的な入力値を示した。収束変数は“(BB){Iteration}”と表記し、BB には本研究で用いた代表的な初期値を示した。収束計算における等式条件の変数には、“= CC{Balance}”を追記し、CC に等式の相手の変数名を示した。収束計算における不等式条件の変数には、“DD{Limitation}”等を追記し、DD に制約条件となる変数や数値を示した。



図A.2-1 予冷ターボジェットエンジン基本系統図

### A.2.1 大気状態

エンジンの性能を求めるにあたり、まず大気状態を計算する必要がある。大気圧力と大気温度は、A.1.1において、理科年表[19]を基にして高度を変数とした近似式を作成して適用した。他の状態量は「圧縮性流体の力学」[21]を参考にして、大気圧力と大気温度から熱力学関係式を用いて求めた。

$$\text{飛行高度：} \quad H = \{\text{Input}\} \quad [km] \quad (2.1)$$

$$\text{大気比熱比：} \quad \gamma_0 = \gamma(t_0) \quad [-] \quad (2.2)$$

$$\text{大気気体定数：} \quad R_0 = 286.85 \quad [J/kg \cdot K] \quad (2.3)$$

$$\text{大気静圧：} \quad p_0 = PALT(H) \quad (\text{図 A.1-3}) \quad [kPa] \quad (2.4)$$

$$\text{大気静温：} \quad t_0 = TALT(H) \quad (\text{図 A.1-2}) \quad [K] \quad (2.5)$$

$$\text{大気密度：} \quad \rho_0 = \frac{p_0 \times 1000}{R_0 t_0} \quad [kg/m^3] \quad (2.6)$$

$$\text{大気音速：} \quad c_0 = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_0} \quad [m/s] \quad (2.7)$$

$$\text{重力定数：} \quad g = 9.8 \quad [m/s^2] \quad (2.8)$$

### A.2.2 インテーク

スクラムジェットの側壁内にエンジンを収めることを想定し、インテークは2次元分岐流インテーク(2D Bifurcated Intake)とした。飛行マッハ数が0~6と大きく変化するため、エンジンが必要とする捕獲面積も大きく変化する。捕獲面積が大きすぎるとスピレージ抵抗が増え、小さすぎるとエンジン作動が制約を受けることになる。ここではインテークのカウルを可動させることにより、捕獲面積を調整できることとした。ただし、最小捕獲面積は、スクラムジェットの側壁正面面積、最大捕獲面積はスクラムジェットの全正面面積とした。インテークの各部状態量については”Elements of Gas Turbine Propulsion” [22]を参考にして定式化した。

$$\text{飛行マッハ数: } M_0 = \{\text{Input}\} \quad [-] \quad (2.9)$$

$$\text{飛行速度: } v_0 = M_0 c_0 \quad [m/s] \quad (2.10)$$

$$\text{飛行動圧: } P_{d0} = \frac{\rho_0 v_0^2}{2 \times 1000} \quad [kPa] \quad (2.11)$$

$$\text{全圧回復率: } \eta_{pi} = 1 - 0.075 \times (M_0 - 1)^{1.35} \text{ (MIL-E-5000B)} \quad [-] \quad (2.12)$$

$$\text{捕獲高さ: } h_{ii} = (0.3) \{\text{Input}\} \quad [m] \quad (2.13)$$

$$\text{捕獲幅: } w_{ii} = \frac{A_{ii}}{h_{ii}} \quad [m] \quad (2.14)$$

$$\text{捕獲面積比: } CR = (3.3) \{\text{Input}\} \quad [-] \quad (2.15)$$

$$\text{最大捕獲面積: } A_{ii} = CR \times A_{ci} \quad [m^2] \quad (2.16)$$

$$\text{有効捕獲面積: } A_{ie} = \frac{G_{io}}{\rho_0 \cdot v_0} \quad [m^2] \quad (2.17)$$

$$\text{インテーク出口全圧: } P_{io} = \eta_{pi} \cdot P_0 \left( 1 + \frac{\gamma_0 - 1}{2} \cdot M_0^2 \right)^{\frac{\gamma_0}{\gamma_0 - 1}} \quad [kPa] \quad (2.18)$$

$$\text{インテーク出口全温 (理想気体): } T_{io} = T_0 \cdot \left( 1 + \frac{\gamma_0 - 1}{2} \cdot M_0^2 \right) \quad [K] \quad (2.19)$$

$$\text{インテーク出口全温 (実在気体): } T_{ior} = T_{io} \cdot \frac{C_p(T_0)}{C_p(T_{io})} \quad [K] \quad (2.20)$$

$$\text{インテーク出口密度: } \rho_{io} = \frac{P_{io}}{R_0 \cdot T_{ior}} \quad [kg/m^3] \quad (2.21)$$

$$\text{インテーク出口音速: } c_{io} = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_{io}} \quad [m/s] \quad (2.22)$$



$$\text{インターポート面積：} \quad A_{it} = \{\text{Iteration}\} \quad [m^2] \quad (2.23)$$

$$\text{収縮率：} \quad R_c = \frac{A_{ie}}{A_{it}} \quad [-] \quad (2.24)$$

$$\text{インターポート高さ：} \quad h_{it} = (0.3) \{\text{Input}\} \quad [m] \quad (2.25)$$

$$\text{インターポート幅：} \quad w_{it} = \frac{A_{it}}{h_{it}} \quad [m] \quad (2.26)$$

|  |
|--|
| $\begin{aligned} \text{インター出口流量：} \quad G_{io} &= 0.7 \cdot \rho_{io} \cdot c_{io} \cdot A_{it} \\ &= G_{ax} \{\text{Balance}\} \end{aligned} \quad [kg/s] \quad (2.27)$ |
|--|

$$\text{インター出口体積流量：} \quad \dot{V}_{io} = \frac{G_{io}}{\rho_{io}} \quad [m^3/s] \quad (2.28)$$

### A.2.3 予冷熱交換器

予冷熱交換器は、インテーク形状に合わせた2次元固定形状とし、垂直速度ディフューザ内に斜めに設置することで流速を落とすこととした。流速は25~30m/sで設定した。熱交換器の方式はフィン付チューブを用いたシェル・アンド・チューブ方式とした。

空気側、液体水素側ともに、圧力損失係数を設定し、交換熱量はそれぞれの出口温度が一致する時の値を使用した。圧力損失、交換熱量については、3.2節の設計計算法による結果と一致することを確認した。予冷熱交換器の性能計算手法については「伝熱工学資料」[16]、各部状態量については「圧縮性流体の力学」[21]を参考にして定式化した。また、熱収支計算に必要なエンタルピは、A.1.2で作成した近似式を適用して算出した。

$$\text{予冷器入口マッハ数：} \quad M_{xi} = \frac{v_{xi}}{a_{xi}} \quad [-] \quad (2.29)$$

$$\text{予冷器入口速度：} \quad v_{xi} = \frac{\dot{V}_{io}}{A_{xi}} \quad [m/s] \quad (2.30)$$

$$> 30 \text{ \{Limitation\}}$$

$$\text{予冷器入口面積：} \quad A_{xi} = h_{xi} \cdot w_{xi} \quad [m^2] \quad (2.31)$$

$$\text{予冷器入口高さ：} \quad h_{xi} = (0.3) \{Input\} \quad [m] \quad (2.32)$$

$$\text{予冷器入口幅：} \quad w_{xi} = (1.2) \{Input\} \quad [m] \quad (2.33)$$

$$\text{予冷器空気流量：} \quad G_{ax} = G_{ci} \quad [kg/s]$$

$$= G_{io} \text{ \{Balance\}} \quad (2.34)$$

$$\text{予冷器燃料流量：} \quad G_{fx} = G_{fmb} + G_{fab} \quad [kg/s] \quad (2.35)$$

$$\text{予冷器入口燃料温度：} \quad T_{fxi} = (20) \{Input\} \quad [K] \quad (2.36)$$

$$\text{予冷器入口空気エンタルピ：} \quad i_{axi} = i_a(T_{ior}) \text{ (図 A.1-4)} \quad [kJ/kg] \quad (2.37)$$

$$\text{予冷器出口空気エンタルピ：} \quad i_{axo} = i_a(T_{axo}) \text{ (図 A.1-4)} \quad [kJ/kg] \quad (2.38)$$

$$\text{予冷器空気発散熱量：} \quad \Delta i_a = G_{ax} \cdot (i_{axi} - i_{axo}) \quad [kJ/kg]$$

$$= \Delta i_f \text{ \{Balance\}} \quad (2.39)$$

$$\text{予冷器出口空気温度： } T_{axo} = \{\text{Iteration}\} \quad [K] \quad (2.40)$$

$$\text{空気側温度効率： } \eta_{ta} = \frac{T_{io} - T_{axo}}{T_{io} - T_{fxi}} \quad [-] \quad (2.41)$$

$$\text{予冷器入口燃料エンタルピー： } i_{fxi} = (311) \{\text{Input}\} \quad [kJ/kg] \quad (2.42)$$

$$\text{予冷器出口燃料エンタルピー： } i_{fxo} = i_f(T_{fxo}) \quad (\text{図 A.1-5}) \quad [kJ/kg] \quad (2.43)$$

$$\begin{aligned} \text{予冷器燃料吸収熱量： } \Delta i_f &= G_{fx} \cdot (i_{fxo} - i_{fxi}) & [kJ/kg] \\ &= \Delta i_a \{\text{Balance}\} & (2.44) \end{aligned}$$

$$\text{予冷器出口燃料温度： } T_{fxo} = \{\text{Iteration}\} \quad [K] \quad (2.45)$$

$$\text{予冷器燃料側温度効率： } \eta_{tf} = \frac{T_{fxo} - T_{fxi}}{T_{io} - T_{fxi}} \quad [-] \quad (2.46)$$

$$\text{予冷器空気圧力損失係数： } \zeta_x = (10) \{\text{Input}\} \quad [-] \quad (2.47)$$

$$\text{予冷器空気圧力損失： } \Delta P_{ax} = \zeta_x \cdot \frac{\rho_{io} \cdot V_{xi}^2}{2 \times 1000} \quad [kPa] \quad (2.48)$$

$$\text{予冷器出口空気全圧： } P_{axo} = P_{io} - \Delta P_{ax} \quad [kPa] \quad (2.49)$$

$$\text{予冷器出口空気密度： } \rho_{axo} = \frac{P_{axo} \times 1000}{R_{ci} \cdot T_{axo}} \quad [kg/m^3] \quad (2.50)$$

$$\text{予冷器出口空気音速： } c_{axo} = \sqrt{\gamma_0 \cdot R_0 \cdot T_{axo}} \quad [m/s] \quad (2.51)$$

$$\text{予冷器出口空気速度： } v_{axo} = \frac{G_{ax}}{\rho_{axo}} \quad [m^3/s] \quad (2.52)$$

$$\text{予冷器出口空気マッハ数： } M_{xo} = \frac{v_{xo}}{c_{axo}} \quad [-] \quad (2.53)$$

$$\text{予冷器出口面積： } A_{xo} = h_{xo} \cdot w_{xo} \quad [m^2] \quad (2.54)$$

$$\text{予冷器出口高さ： } h_{xo} = (0.3) \{\text{Input}\} \quad [m] \quad (2.55)$$

$$\text{予冷器出口幅： } w_{xo} = (0.3) \{\text{Input}\} \quad [m] \quad (2.56)$$

$$\text{予冷器出口燃料密度： } \rho_{fxo} = \frac{P_{axo} \times 1000}{R_f \cdot T_{fxo}} \quad [kg/m^3] \quad (2.57)$$

予冷器出口燃料速度： $\dot{V}_{fxo} = \frac{G_{fx}}{\rho_{fxo}}$   $[m^3/s]$  (2.58)

#### A.2.4 圧縮機

圧縮機の性能評価と状態量の算出においては，”Elements of Gas Turbine Propulsion” [22]と「ガスタービン」[23]を参考にした．圧縮機の流量と圧力比については A.1.4 で作成した性能マップを適用して算出した．圧縮機性能マップについては，圧力比5と50の基準マップを用意し，設計点の圧力比に応じて，近い性能マップを適用した．流量については比例計算で算出した．また，圧力比については，圧力比がら1を減じた値が比例するとして算出した．また，動力計算に必要なエンタルピは，A.1.2で作成した近似式を適用して算出した．

$$\text{回転数：} \quad N = \{\text{Iteration}\} \quad [rpm] \quad (2.59)$$

$$\text{修正回転数：} \quad N_c = \frac{N \sqrt{\frac{288}{T_{axo}}}}{N_{cd}} \quad [-] \quad (2.60)$$

$$\text{圧縮機入口マッハ数：} \quad M_{ci} = \frac{v_{ci}}{c_{axo}} \quad [-] \quad (2.61)$$

$$\text{圧縮機入口速度：} \quad v_{ci} = \frac{G_c}{\rho_{axo} A_{ci}} \quad [m/s] \quad (2.62)$$

$$\text{圧縮機入口外径：} \quad d_{oci} = (0.4) \{\text{Input}\} \quad [m] \quad (2.63)$$

$$\text{圧縮機入口内径：} \quad d_{ici} = (0.28) \{\text{Input}\} \quad [m] \quad (2.64)$$

$$\text{圧縮機入口面積：} \quad A_{ci} = \frac{\pi(d_{oci}^2 - d_{ici}^2)}{4} \quad [m^2] \quad (2.65)$$

$$\text{圧縮機流量：} \quad G_{ci} = G_{cd} \cdot \frac{G_{cc}}{G_{cd}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\frac{T_{axo}}{288}}} \cdot \frac{P_{axo}}{100} \quad [kg/s] \quad (2.66)$$

$$\text{圧縮機入口気体定数：} \quad R_{ci} = (286.85) \{\text{Input}\} \quad [kJ/kg \cdot K] \quad (2.67)$$

$$\text{圧縮機入口空気比エンタルピ：} \quad i_{aci} = i_{axo} \quad [kJ/kg] \quad (2.68)$$

$$\text{圧縮機入口音速：} \quad c_{ci} = \sqrt{\gamma \cdot R_{ci} \cdot T_{axo}} \quad [m/s] \quad (2.69)$$

$$\text{圧縮機入口速度比：} \quad U/C = \frac{v_{ct}}{v_{ci}} \quad [-] \quad (2.70)$$

$$\text{圧縮機1段翼端マッハ数：} \quad M_{ct} = \frac{v_{ct}}{c_{axo}} \quad [-] \quad (2.71)$$

$$\text{圧縮機1段翼端周速：} \quad v_{ct} = \frac{N \cdot \pi \cdot d_{oci}}{60} \quad [m/s] \quad (2.72)$$

壓縮機修正流量比：
$$\frac{G_{cc}}{G_{cd}} = G_{comp}(N_c) \quad (\text{図 A.1-12a, 13a}) \quad [-] \quad (2.73)$$

壓縮機設計圧力比：
$$\pi_{cd} = (10)\{\text{Input}\} \quad [-] \quad (2.74)$$

壓縮機圧力比：
$$\pi_c = \frac{\pi_{comp}(N_c)}{\pi_{cd-map}} \times (\pi_{cd} - 1) + 1 \quad (\text{図 A.1-12b, 13b})$$

[-] (2.75)

壓縮機断熱効率：
$$\eta_c = (0.85)\{\text{Input}\} \quad [-] \quad (2.76)$$

壓縮機出口全圧：
$$P_{co} = P_{axo} \cdot \pi_c \quad [kPa] \quad (2.77)$$

壓縮機出口全温：
$$T_{co} = T_{axo} + (\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1) \frac{T_{axo}}{\eta_c} \quad [K] \quad (2.78)$$

壓縮機出口空気比エンタルピー：
$$i_{aco} = i_a(T_{co}) \quad (\text{図 A.1-4}) \quad [kJ/kg] \quad (2.79)$$

機械効率：
$$\eta_{mc} = (0.95)\{\text{Input}\} \quad [-] \quad (2.80)$$

壓縮機駆動動力：
$$LD_c = \frac{G_c(i_{aco} - i_{aci})}{\eta_{mc}} \quad [kW] \quad (2.81)$$

### A.2.5 燃料ポンプ

燃料ポンプの駆動動力は，圧縮機の駆動動力と比べて非常に小さいため，両者を加算してタービンの動力とバランスするように収束計算を行った．燃料ポンプの必要ヘッドと駆動動力については，「機械工学必携」[24]を参考にして算出した．この際，ポンプ出口圧は圧縮機出口圧の2倍とした．

$$\text{ポンプ入口燃料密度： } \rho_{fpi} = (70.9)\{\text{Input}\} \quad [kg/m^3] \quad (2.82)$$

$$\text{ポンプ入口燃料圧力： } P_{fpi} = (200)\{\text{Input}\} \quad [kPa] \quad (2.83)$$

$$\text{ポンプ必要ヘッド： } HD_p = \frac{(2P_{co} - P_{fpi}) \times 10^4}{\rho_{fpi}} \quad [m] \quad (2.84)$$

$$\text{ポンプ効率： } \eta_p = (0.8)\{\text{Input}\} \quad [-] \quad (2.85)$$

$$\text{ポンプ駆動動力： } LD_p = \frac{G_{fmb} \cdot HD_p \cdot g}{\eta_p \times 10^3} \quad [kW] \quad (2.86)$$

|   |
|---|
| $\begin{aligned} \text{総圧縮動力： } LD_{cp} &= LD_c + LD_p && [kW] \\ &= LD_t \{\text{Balance}\} && (2.87) \end{aligned}$ |
|---|

### A.2.6 主燃焼器

主燃焼器については，「工業熱力学演習」[25]を参考にして，燃料過濃燃焼を扱えるように定式化した．性能解析においては，当量比を調節して燃焼温度が設定値になるように収束計算を行った．空気・水素混合気の当量比は，理論混合比である31.7との比率から計算した．また，熱収支計算に必要なエンタルピは，A.1.2で作成した近似式を適用して算出した．断熱火炎温度と燃焼後の比熱比については，A.1.3においてNASA-SP-273[13]の方法で算出した結果を基にして近似式を作成して適用した．

$$\text{圧縮機出口抽気率： } r_{suc} = (0.09)\{\text{Input}\} \quad [-] \quad (2.88)$$

$$\text{圧縮機出口抽気流量： } G_{asuc} = G_{ci} \cdot r_{suc} \quad [kg/s] \quad (2.89)$$

$$\text{主燃焼器空気流量： } G_{amb} = G_{ci} \cdot (1 - r_{suc}) \quad [kg/s] \quad (2.90)$$

$$\text{主燃烧器燃料流量： } G_{fmb} = \frac{G_{amb}}{(A/F)} \quad [kg/s] \quad (2.91)$$

$$\text{主燃烧器入口燃料比エンタルピー： } i_{fmbi} = i_f(T_{fxo}) \quad (\text{図 A.1-5}) \quad [kJ/kg] \quad (2.92)$$

$$\text{主燃烧器空燃比： } (A/F)_{mb} = \{\text{Iteration}\} \quad [-] \quad (2.93)$$

$$\text{主燃烧器当量比： } \Phi_{mb} = \frac{31.7}{A/F} \quad [-] \quad (2.94)$$

$$\text{燃料低位発熱量： } q_{lf} = (43534:\text{水素})\{\text{Input}\} \quad [kJ/kg] \quad (2.95)$$

$$\text{発熱燃料流量： } G_{fmb} = G_{fmb} \quad (\Phi_{mb} < 1) \quad [kg/s] \quad (2.96)$$

$$G_{fmb} = \frac{G_{fmb}}{\Phi_{mb}} \quad (\Phi_{mb} \geq 1) \quad [kg/s] \quad (2.97)$$

$$\text{主燃烧器燃烧効率： } \eta_{mb} = (0.95)\{\text{Input}\} \quad [-] \quad (2.98)$$

$$\text{主燃烧器発熱量： } Q_{fmb} = \eta_{mb} \cdot q_{lf} \cdot G_{fmb} \quad [kW] \quad (2.99)$$

$$\text{主燃烧器入口全エンタルピー： } I_{mbi} = G_{amb} \cdot i_{aco} + G_{fmb} \cdot i_{fmbi} \quad [kW] \quad (2.100)$$

$$\begin{aligned} \text{主燃烧器出口全エンタルピー： } I_{mbo(1)} &= I_{mbi} + Q_{fmb} \quad [kW] \\ &= I_{mbo(2)} \{\text{Balance}\} \end{aligned} \quad (2.101)$$

$$\begin{aligned} \text{主燃烧器出口全エンタルピー： } I_{mbo(2)} &= G_{amb} \cdot i_a(T_{mb}) + G_{fmb} \cdot i_f(T_{mb}) \quad [kW] \\ &= I_{mbo(1)} \{\text{Balance}\} \end{aligned} \quad (2.102)$$

$$\text{主燃烧器燃烧温度： } T_{mb} = (1673)\{\text{Input}\} \quad [K] \quad (2.103)$$

$$\text{主燃烧器压力損失係数： } \eta_{pmb} = 0.95 \quad [-] \quad (2.104)$$

$$\text{主燃烧器出口全压： } P_{mbo} = \eta_{pmb} \cdot P_{co} \quad [kPa] \quad (2.105)$$

$$\text{主燃烧器断熱火炎温度： } T_{abmb} = T_c \left( (A/F)_{mb} \right) \quad (\text{図 A.1-6, 8, 10}) \quad [K] \quad (2.106)$$

$$\text{主燃烧器出口比熱比： } \gamma_{gmb} = \gamma \left( (A/F)_{mb} \right) \quad (\text{図 A.1-7, 9, 11}) \quad [-] \quad (2.107)$$



主燃烧器出口气体定数： $R_{gmb} = \frac{R_0 \times (A/F) + R_f}{(A/F) + 1}$   $\text{kJ/kg} \cdot \text{K}$  ] (2.108)

### A.2.7 タービン

タービンの性能評価と状態量の算出においては，”Elements of Gas Turbine Propulsion” [22]，「ガスタービン」[23] および「工業熱力学演習」[25]を参考にした．動力計算に必要なエンタルピは，A.1.2で作成した近似式を適用して算出した．タービン方式で圧縮機と燃焼ポンプの動力を発生すると仮定して解析を行った．

$$\text{タービンスルロートマッハ数： } M_{int} = \frac{v_{int}}{\sqrt{\gamma_{gmb} R_{gmb} t_{int}}} \quad [-] \quad (2.109)$$

$$\text{タービンスルロート臨界圧力： } p_{tncr} = P_{mbo} \cdot \left( \frac{2}{\gamma_{gmb} + 1} \right)^{\frac{\gamma_{gmb}}{\gamma_{gmb} - 1}} \quad [kPa] \quad (2.110)$$

$$\begin{aligned} \text{タービンスルロート静圧： } p_{int} &= P_{to} \quad (P_{to} \geq p_{tncr}) & [kPa] \\ p_{int} &= p_{tncr} \quad (P_{to} \leq p_{tncr}) & [kPa] \end{aligned} \quad (2.111)$$

$$\text{タービンスルロート静温： } t_{int} = T_{mbo} \cdot \left( \frac{p_{int}}{P_{mbo}} \right)^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}} \quad [K] \quad (2.112)$$

$$\text{タービンスルロート密度： } \rho_{int} = \frac{p_{int} \cdot g \times 10^4}{R_{gmb} \cdot t_{int}} \quad [kg/m^3] \quad (2.113)$$

タービンスルロート速度：

$$v_{int} = \sqrt{2 \cdot R_{gmb} \cdot T_{mb} \cdot \frac{\gamma_{gmb}}{\gamma_{gmb} - 1} \left\{ 1 - \left( \frac{P_{to}}{P_{mbo}} \right)^{\frac{\gamma_{gmb} - 1}{\gamma_{gmb}}} \right\}} \quad (P_{to} \geq p_{tncr}) [m/s]$$

$$v_{int} = \sqrt{\gamma_{gmb} \cdot R_{gmb} \cdot t_{int}} \quad (P_{to} \leq p_{tncr}) [m/s] \quad (2.114)$$

$$\text{タービンスルロート外径： } d_{tt} = (0.40) \{ \text{Input} \} \quad [m] \quad (2.115)$$

$$\text{タービンスルロート内径： } d_{th} = (0.32) \{ \text{Input} \} \quad [m] \quad (2.116)$$

$$\text{タービンスルロート流出角： } \beta_{int} = \{ \text{Iteration} \} \quad [\text{deg}] \quad (2.117)$$

$$\text{タービンスルロート面積： } A_{int} = \{ \text{Iteration} \} \quad [m^2] \quad (2.118)$$

$$\text{タービンスルロート冷却流量率： } r_{cool} = r_{suc} \quad [-] \quad (2.119)$$

$$\text{タービンスル冷却流量} : G_{mt-cool} = r_{cool} \cdot G_{ci} \quad [kg/s] \quad (2.120)$$

$$\begin{aligned} \text{タービンスル出口全エンタルピー} : I_{mo(1)} &= I_{mbo(2)} + G_{mt-cool} \cdot i_{aco} \quad [kW] \\ &= I_{mo(2)} \{ \text{Balance} \} \end{aligned} \quad (2.121)$$

$$\begin{aligned} \text{タービンスル出口全エンタルピー} : I_{mo(2)} &= (G_{amb} + G_{mt-cool}) \cdot i_a(T_{no}) + G_{fmb} \cdot i_f(T_{no}) \quad [kW] \\ &= I_{mo(1)} \{ \text{Balance} \} \end{aligned} \quad (2.122)$$

$$\text{タービンスル出口静温} : t_{mo} = \{ \text{Iteration} \} \quad [K] \quad (2.123)$$

$$\text{タービンスル出口流量} : G_{mo} = \rho_{mt} \cdot v_{mt} \cdot A_{mt} \quad [kg/s] \quad (2.124)$$

$$\text{タービン動翼入口流量} : G_{tbi} = G_{amb} + G_{mt-cool} + G_{fmb} \quad [kg/s] \quad (2.125)$$

$$\text{タービン動翼修正流量} : G_{tc} = G_{tbi} \cdot \frac{\sqrt{\frac{T_{mb}}{P_{mbo}}}}{\frac{P_{mbo}}{100}} \quad [kg/s] \quad (2.126)$$

$$\text{タービン圧力比} : \pi_t = \{ \text{Iteration} \} \quad [-] \quad (2.127)$$

$$\text{タービン断熱効率} : \eta_t = (0.7) \{ \text{Input} \} \quad [-] \quad (2.128)$$

$$\text{タービン出口全圧} : P_{to} = \frac{P_{mbo}}{\pi_t} \quad [kPa] \quad (2.129)$$

$$\text{タービン出口全温} : T_{to} = T_{mo} - \eta_t \cdot T_{mo} \cdot \left\{ 1 - \left( \frac{1}{\pi_t} \right)^{\frac{\gamma_{gmb}-1}{\gamma_{gmb}}} \right\} \quad [K] \quad (2.130)$$

$$\text{タービン出口比エンタルピー} : i_{to} = i_a(T_{to}) \quad (\text{図 A.1-4}) \quad [kJ/kg] \quad (2.131)$$

$$\text{タービン平均全温} : T_{tm} = \frac{T_{mbo} + T_{to}}{2} \quad [K] \quad (2.132)$$

$$\text{タービン平均定圧比熱} : C_{ptm} = (1.469) \{ \text{Input} \} \quad [kJ/kg \cdot K] \quad (2.133)$$

|         |   |        |         |
|---------|---|--------|---------|
| タービン動力： | $LD_t = C_{pm} \cdot G_t \cdot (T_{mo} - T_{to})$ | [ kW ] |         |
|         | $= LD_{cp} \{Balance\}$                           |        | (2.134) |

タービン修正仕事： $LD_{tc} = \frac{LD_t}{\frac{T_{mbo}}{288}}$  [-] (2.135)

## A.2.8 再熱燃焼器

再熱燃焼器については主燃焼器と同様に、「工業熱力学演習」[25]を参考にして、燃料過濃燃焼を扱えるように定式化した。性能解析においては、当量比を調節して燃焼温度が設定値になるように収束計算を行った。再熱燃焼器は、主燃焼器を希薄燃焼とする場合に設定した。この時、主燃焼器で空気中の酸素の一部が燃料と反応しているために、酸素濃度を簡易推算してモデル化した。空気中の酸素質量割合は 0.2 とした。また、酸素・水素混合気の理論混合比は 8 であるため、主燃焼器において供給された水素燃料が完全に反応するとして、水素の 8 倍の酸素が消費されると仮定した。また、熱収支計算に必要なエンタルピは、A.1.2 で作成した近似式を適用して算出した。断熱火炎温度と燃焼後の比熱比については、A.1.3 において NASA-SP-273[13]の方法で算出した結果を基にして近似式を作成して適用した。

$$\text{再熱燃焼器入口酸素流量： } G_{oabi} = (G_{asuc} + G_{amb}) \times 0.2 - G_{fibr} \times 8 \text{ [ kg / s ]} \quad (2.136)$$

$$\text{再熱燃焼器入口窒素流量： } G_{nabi} = (G_{asuc} + G_{amb}) \times 0.8 \quad \text{[ kg / s ]} \quad (2.137)$$

$$\text{再熱燃焼器入口水蒸気流量： } G_{wabi} = G_{fibr} \times 9 \quad \text{[ kg / s ]} \quad (2.138)$$

$$\text{再熱燃焼器入口燃料流量： } G_{fabi} = \frac{G_{oabi}}{O/F} \quad \text{[ kg / s ]} \quad (2.139)$$

$$\text{再熱燃焼器入口総流量： } G_{abi} = G_{oabi} + G_{nabi} + G_{wabi} + G_{fabi} \text{ [ kg / s ]} \quad (2.140)$$

$$\text{再熱燃焼器燃料比エンタルピ： } i_{fabi} = (3542 : \text{水素}) \{ \text{Input} \} \quad \text{[ kJ / kg ]} \quad (2.141)$$

$$\text{再熱燃焼器混合比： } O/F = \{ \text{iteration} \} \quad \text{[-]} \quad (2.142)$$

$$\text{再熱燃焼器当量比： } \Phi_{ab} = \frac{8}{O/F} \quad \text{[-]} \quad (2.143)$$

$$\text{燃料低位発熱量： } q_{lf} = (119594 : \text{水素}) \{ \text{Input} \} \quad \text{[ kJ / kg ]} \quad (2.144)$$

$$\text{再熱燃焼器燃料流量： } G_{fabr} = G_{fab} \quad (\Phi_{ab} < 1) \quad \text{[ kg / s ]} \quad (2.145)$$

$$G_{fabr} = \frac{G_{fab}}{\Phi_{ab}} \quad (\Phi_{ab} \geq 1) \quad \text{[ kg / s ]} \quad (2.146)$$

$$\text{再熱燃焼器燃焼効率： } \eta_{ab} = (0.95) \{ \text{Input} \} \quad \text{[-]} \quad (2.147)$$

$$\text{再熱燃焼器発熱量： } Q_{fab} = \eta_{ab} \cdot q_{lf} \cdot G_{fabr} \quad \text{[ kW ]} \quad (2.148)$$

$$\text{再熱燃燒器入口全功効}^\circ : I_{abi} = (G_{oab} + G_{wab}) \cdot i_{to} + G_{fab} \cdot i_{fabi} \quad [kW] \quad (2.149)$$

$$\begin{aligned} \text{再熱燃燒器出口全功効}^\circ : I_{abo(1)} &= I_{abi} + Q_{fab} \quad [kW] \\ &= I_{abo(2)} \text{ \{Balance\} } \end{aligned} \quad (2.150)$$

$$\begin{aligned} \text{再熱燃燒器出口全功効}^\circ : I_{abo(2)} &= (G_{oab} + G_{wab}) \cdot i_a(T_{ab}) + G_{fab} \cdot i_f(T_{ab}) \quad [kW] \text{ (図 A.1-4,5)} \\ &= I_{abo(2)} \text{ \{Balance\} } \end{aligned} \quad (2.151)$$

$$\text{再熱燃燒器燃燒溫度} : T_{ab} = (2273) \{ \text{Input} \} \quad [K] \quad (2.152)$$

$$\text{再熱燃燒器壓力損失係數} : \eta_{pab} = (0.95) \{ \text{Input} \} \quad [-] \quad (2.153)$$

$$\text{再熱燃燒器出口全壓} : P_{abo} = \eta_{pab} \cdot P_{to} \quad [kPa] \quad (2.154)$$

$$\text{再熱燃燒器斷熱火炎溫度} : T_{abab} = T_c \left( \left( \frac{A}{F} \right)_{ab} \right) \text{ (図 A.1-6,8,10)} \quad [K] \quad (2.155)$$

$$\text{再熱燃燒器出口比熱費} : \gamma_{gab} = \gamma \left( \left( \frac{A}{F} \right)_{ab} \right) \text{ (図 A.1-7,9,11)} \quad [-] \quad (2.156)$$

$$\text{再熱燃燒器出口氣體定數} : R_{gab} = \frac{R_0 \cdot \left( \frac{A}{F} \right)_{ab} + R_f}{\left( \frac{A}{F} \right)_{ab} + 1} \quad [kJ/kg \cdot K] \quad (2.157)$$

$$\text{再熱燃燒器出口酸素流量} : G_{oabo} = G_{oabi} - G_{fabr} \times 8 \quad [kg/s] \quad (2.158)$$

$$\text{再熱燃燒器出口窒素流量} : G_{nabo} = (G_{asuc} + G_{amb}) \times 0.8 \quad [kg/s] \quad (2.159)$$

$$\text{再熱燃燒器出口水蒸氣流量} : G_{wabo} = G_{fabr} \times 9 + G_{wabi} \quad [kg/s] \quad (2.160)$$

$$\text{再熱燃燒器出口燃料流量} : G_{fabo} = G_{fabi} - G_{fabr} \quad [kg/s] \quad (2.161)$$

$$\begin{aligned} \text{再熱燃燒器出口總流量} : G_{abo} &= G_{oabo} + G_{nabo} + G_{wabo} + G_{fabo} \quad [kg/s] \\ &= G_{nt} \text{ \{Balance\} } \end{aligned} \quad (2.162)$$

再熱燃燒器空燃比：
$$(A/F)_{total} = \frac{G_{amb}}{G_{fmb} + G_{fab}} \quad [-] \quad (2.163)$$

再熱燃燒器當量比：
$$\Phi_{ab} = \frac{31.7}{(A/F)_{total}} \quad (\text{空氣 / 水素燃燒}) \quad [-] \quad (2.164)$$

### A.2.9 ノズル

ノズルの性能評価と状態量の算出においては、「ガスタービン」[23] および「工業熱力学演習」[25]を参考にした。ノズルスロート面積は、再熱燃焼器から供給される燃焼ガス流量に応じて変化することとした。また、ノズル出口面積はインテークの捕獲面積で固定し、ノズルスロート面積に応じた開口比を計算して膨張計算を行った。従って、ノズル入口圧と外気圧の比が小さい低マッハ数においては過膨張、ノズル入口圧と出口圧の比が大きい高マッハ数においては、不足膨張として推力を推算した。

$$\text{ノズルスロートマッハ数：} \quad M_{nt} = \frac{v_{nt}}{\sqrt{\gamma_{gab} R_{gab} t_{nt}}} \quad [-] \quad (2.165)$$

$$\text{ノズル臨界圧力：} \quad p_{ncr} = P_{abo} \cdot \left( \frac{2}{\gamma_{gab} + 1} \right)^{\frac{\gamma_{gab}}{\gamma_{gab} - 1}} \quad [kPa] \quad (2.166)$$

$$\begin{aligned} \text{ノズルスロート静圧：} \quad p_{nt} &= p_0 \quad (p_0 \geq p_{ncr}) \quad [kPa] \\ p_{nt} &= p_{ncr} \quad (p_0 \leq p_{ncr}) \quad [kPa] \end{aligned} \quad (2.167)$$

$$\text{ノズルスロート静温：} \quad t_{nt} = T_{ab} \cdot \left( \frac{p_{nt}}{P_{abo}} \right)^{\frac{\gamma_{gab} - 1}{\gamma_{gab}}} \quad [K] \quad (2.168)$$

$$\text{ノズルスロート密度：} \quad \rho_{nt} = \frac{p_{nt}}{R_{gab} \cdot t_{nt}} \quad [kg/m^3] \quad (2.169)$$

$$\text{ノズルスロート速度：} \quad v_{nt} = \sqrt{2 \cdot R_{gab} \cdot T_{ab} \cdot \frac{\gamma_{gab}}{\gamma_{gab} - 1} \left\{ 1 - \left( \frac{p_0}{P_{abo}} \right)^{\frac{\gamma_{gab} - 1}{\gamma_{gab}}} \right\}} \quad (p_0 \geq p_{cr}) [m/s]$$

$$v_{nt} = \sqrt{\gamma_{gab} \cdot R_{gab} \cdot t_{nt}} \quad (p_0 \leq p_{cr}) [m/s] \quad (2.170)$$

$$\text{ノズルスロート面積：} \quad A_{nt} = \{\text{Iteration}\} \quad [m^2] \quad (2.171)$$

$$\text{ノズルスロート高さ：} \quad h_{nt} = (0.3) \{\text{Input}\} \quad [m] \quad (2.172)$$

$$\text{ノズルスロート幅：} \quad w_{nt} = \frac{A_{nt}}{h_{nt}} \quad [m] \quad (2.173)$$



|           |  |                            |         |
|-----------|--|----------------------------|---------|
| ノズル出口流量 : | $G_{nt} = \rho_{nt} \cdot v_{nt} \cdot A_{nt}$<br>$= G_{abo} \{ \text{Balance} \}$ | $[ \text{kg} / \text{s} ]$ | (2.174) |
|-----------|--|----------------------------|---------|

|            |   |         |         |
|------------|---|---------|---------|
| ノズル理想膨張比 : | $\varepsilon_{nth} = \frac{P_{abo}}{P_0}$ | $[ - ]$ | (2.175) |
|------------|---|---------|---------|

|          |  |         |         |
|----------|--|---------|---------|
| ノズル膨張比 : | $\varepsilon_n = \varepsilon_{nth} \quad ( ER \leq ER_{\max} )$      | $[ - ]$ |         |
|          | $\varepsilon_n = \{ \text{Iteration} \} \quad ( ER \geq ER_{\max} )$ | $[ - ]$ | (2.176) |

|             |   |         |         |
|-------------|---|---------|---------|
| ノズル出口マッハ数 : | $M_{no} = M_{nt} \quad ( M_{nt} \leq 1.0 )$   | $[ - ]$ |         |
|             | $M_{no} = \sqrt{\frac{2}{\gamma_{gab} - 1} \cdot \varepsilon_n^{\left( \frac{\gamma_{gab} - 1}{\gamma_{gab}} \right)}} \quad ( M_{nt} \geq 1.0 )$ | $[ - ]$ | (2.177) |

|            |  |         |                         |         |
|------------|--|---------|-------------------------|---------|
| ノズル最大開口比 : | $ER_{\max} = \frac{A_{ii}}{A_{nt}}$<br>$= ER \{ \text{Balance} \}$ | $[ - ]$ | $( ER \geq ER_{\max} )$ | (2.178) |
|------------|--|---------|-------------------------|---------|

|          |   |                         |         |
|----------|---|-------------------------|---------|
| ノズル開口比 : | $ER = 1 \quad ( M_{nt} \leq 1 )$  | $[ - ]$                 |         |
|          | $ER = \frac{1}{M_{no}} \cdot \left\{ \frac{(\gamma_{gab} - 1) \cdot M_{no}^2 + 2}{\gamma_{gab} - 1} \right\}^{\frac{\gamma_{gab} + 1}{2 \cdot \gamma_{gab} - 2}}$ | $( M_{nt} \geq 1 )$     | $[ - ]$ |
|          | $= ER_{\max} \{ \text{Balance} \}$  | $( ER \geq ER_{\max} )$ | (2.179) |

|           |                            |                  |         |
|-----------|----------------------------|------------------|---------|
| ノズル出口面積 : | $A_{no} = A_{nt} \cdot ER$ | $[ \text{m}^2 ]$ | (2.180) |
|-----------|----------------------------|------------------|---------|

|           |                                     |                |         |
|-----------|-------------------------------------|----------------|---------|
| ノズル出口高さ : | $h_{no} = (0.3) \{ \text{Input} \}$ | $[ \text{m} ]$ | (2.181) |
|-----------|-------------------------------------|----------------|---------|

|          |                                  |                |         |
|----------|----------------------------------|----------------|---------|
| ノズル出口幅 : | $w_{no} = \frac{A_{no}}{h_{no}}$ | $[ \text{m} ]$ | (2.182) |
|----------|----------------------------------|----------------|---------|

|           |  |                  |         |
|-----------|--|------------------|---------|
| ノズル出口静圧 : | $p_{no} = \frac{P_{abo}}{\varepsilon_n}$ | $[ \text{kPa} ]$ | (2.183) |
|-----------|--|------------------|---------|

|           |  |                |         |
|-----------|--|----------------|---------|
| ノズル出口静温 : | $t_{no} = t_{nt} \cdot \left( \frac{1}{\varepsilon_n} \right)^{\frac{\gamma_{gab} - 1}{\gamma_{gab}}}$ | $[ \text{K} ]$ | (2.184) |
|-----------|--|----------------|---------|

|           |   |                           |         |
|-----------|---|---------------------------|---------|
| ノズル出口音速 : | $c_{no} = \sqrt{\gamma_{gab} \cdot R_{gab} \cdot t_{no}}$ | $[ \text{m} / \text{s} ]$ | (2.185) |
|-----------|---|---------------------------|---------|

|           |                                |                           |         |
|-----------|--------------------------------|---------------------------|---------|
| ノズル出口速度 : | $v_{no} = c_{no} \cdot M_{no}$ | $[ \text{m} / \text{s} ]$ | (2.186) |
|-----------|--------------------------------|---------------------------|---------|

エンジン圧力比：  $EPR = \frac{P_{abo}}{P_{io}}$  [-] (2.187)

### A.2.10 推力

推力の算出においては、「ガスタービン」[23]を参考にした。比較のため、音速ノズルの場合と、インテークの捕獲面積まで膨張させた場合の有効推力（捕獲面積にかかるインテーク抗力を差し引いた推力）を算出した。また、捕獲面積あたりの推力、推力係数、比推力等を算出した。

有効推力(音速ノズル)：

$$F_c = G_{nt} \cdot v_{nt} - \rho_0 \cdot v_0^2 \cdot A_{ii} + A_{nt} \cdot (p_{nt} - p_0) \cdot g \times 10^4 \quad [N] \quad (2.188)$$

有効推力(捕獲面積膨張)：

$$F_{cd} = G_{nt} \cdot v_{no} - \rho_0 \cdot v_0^2 \cdot A_{ii} + A_{no} \cdot (p_{no} - p_0) \cdot g \times 10^4 \quad [N] \quad (2.189)$$

推力 / 捕獲面積：
$$F / A = \frac{F_{cd}}{A_{ii}} \quad [N/m^2] \quad (2.190)$$

推力係数：
$$CT = \frac{F_{cd}}{P_{d0} \cdot A_{ii} \times 10^3} \quad [-] \quad (2.191)$$

空気比推力：
$$I_s = \frac{F_{cd}}{G_{io} \cdot g} \quad [sec] \quad (2.192)$$

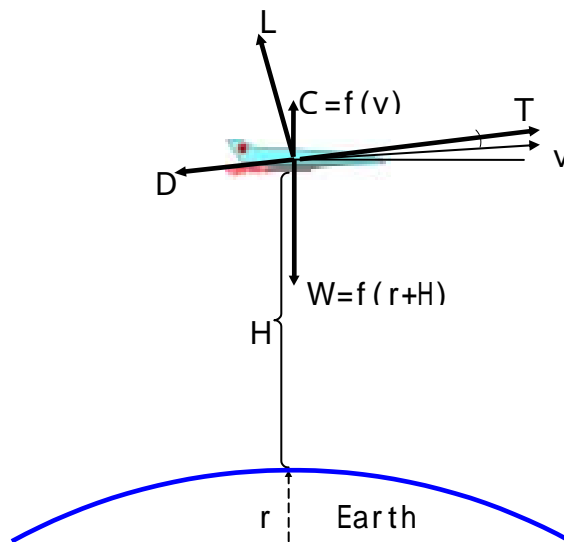
燃料比推力：
$$I_{sp} = \frac{F_{cd}}{(G_{fmb} + G_{fab}) \cdot g} \quad [sec] \quad (2.193)$$

燃料消費率：
$$S.F.C. = \frac{(G_{fmb} + G_{fab}) \cdot g}{F_{cd}} \quad [lb/hr/lb] \quad (2.194)$$

### A.3 軌道解析

エンジン性能推算結果を用いて、各エンジンを使用したスペースプレーンのペイロードを比較するための軌道解析プログラムを作成した。機体は質点として扱い、運動方程式の作成に当たっては「スペースプレーン」[26]と文献[27]を参考にした。また、空力係数については、NAL スペースプレーン 0 次形状[28]の係数を適用した。

図 A.3-1 に軌道解析に用いた力線図を示す。運動方程式においては、スペースプレーンの質点に推力、高度を考慮した重力、遠心力、揚力、抗力がかかるものとした。解析においては設定した飛行動圧を達成するための迎え角と推力を収束計算で求めた。各飛行マッハ数における最大推力はエンジン性能解析結果から多項近似式を作成して与えた。制約条件としては、マッハ 0.7 以上で飛行動圧一定、迎え角  $0 \sim 20\text{deg}$ 、上昇角  $45\text{deg}$  以下、および最大推力を与えた。解析においては、一段加速終了時の残質量を最大とする迎え角スケジュールと推力スケジュールを求める非線形計画問題について、準ニュートン法を用いて局所最適解を求めた。



図A.3-1 飛行解析で用いた力線図

### A.3.1 大気状態

大気圧力と大気温度は，A.1.1において，理科年表[19]を基にして高度を変数とした近似式を作成して適用した．他の状態量は「圧縮性流体の力学」[21]を参考にして，大気圧力と大気温度から熱力学関係式を用いて求めた．飛行高度については，飛行半径から地球の平均半径を減じて算出した．

$$\text{飛行高度(対地高度)} : H_{(1)} = \{\text{Iteration}\} \quad [km] \quad (3.1)$$

$$\text{飛行半径} : r = 6378.14 + H \quad [km] \quad (3.2)$$

$$\text{大気比熱比} : \gamma_0 = 1.4 \quad [-] \quad (3.3)$$

$$\text{大気気体定数} : R_0 = 286.85 \quad [J/kg \cdot K] \quad (3.4)$$

$$\text{大気静圧} : p_0 = PALT(H) \quad (\text{図 A.1-3}) \quad [kPa] \quad (3.5)$$

$$\text{大気静温} : t_0 = TALT(H) \quad (\text{図 A.1-2}) \quad [K] \quad (3.6)$$

$$\text{大気密度} : \rho_0 = \frac{p_0 \times 1000}{R_0 \cdot t_0} \quad [kg/m^3] \quad (3.7)$$

$$\text{大気音速} : c_0 = \sqrt{\gamma_0 \cdot R \cdot t_0} \quad [m/s] \quad (3.8)$$

$$\text{重力加速度} : g = 9.8 \quad [m/s^2] \quad (3.9)$$

$$\text{ナセル抵抗係数} : C_{dn} = (0.03) \{\text{Input}\} \quad [-] \quad (3.10)$$

### A.3.2 インテーク

インテークの各部状態量については”Elements of Gas Turbine Propulsion” [22]を参考にして定式化した．速度に関しては，地球に対する相対速度で定義する対地飛行速度と，絶対座標系に対する慣性飛行速度を使用した．局地風はないものとし，対気飛行速度と対地飛行速度は一致するものとした．インテークの全圧回復率は MIL-E-5008B の計算式を用いて求めた．

$$\text{飛行マッハ数：} \quad M_0 = \{\text{Input}\} \quad [-] \quad (3.11)$$

$$\text{対地飛行速度：} \quad v_0 = M_0 c_0 \quad [m/s] \quad (3.12)$$

$$\text{慣性飛行速度：} \quad v_{abs(1)} = 464 + v_0 \quad [m/s] \quad (3.13)$$

|  |
|--|
| $\text{飛行動圧：} \quad P_{d0} = \frac{\rho_0 v_0^2}{2 \times 1000} \quad [kPa]$ <p style="text-align: right;">(設定値){Limitation} <span style="float: right;">(3.14)</span></p> |
|--|

$$\text{インテーク全圧回復率：} \quad \eta_{pi} = 1 \quad (M_0 < 1) \quad [-] \quad (3.15)$$

$$\eta_{pi} = 1 - 0.075 \times (M_0 - 1)^{1.35} \quad (1 \leq M_0 \leq 6.5)$$

[-] (3.16)

$$\eta_{pi} = 0 \quad (M_0 > 6.5) \quad [-] \quad (3.17)$$

$$\text{インテーク出口全圧：} \quad P_{io} = \eta_{pi} \cdot P_0 \cdot \left(1 + \frac{\gamma_0 - 1}{2} \cdot M_0^2\right)^{\frac{\gamma_0}{\gamma_0 - 1}} \quad [kPa] \quad (3.18)$$

$$\text{インテーク出口全温(理想気体)：} \quad T_{io} = T_0 \cdot \left(1 + \frac{\gamma_0 - 1}{2} \cdot M_0^2\right) \quad [K] \quad (3.19)$$

$$\text{インテーク出口全温(実在気体)：} \quad T_{ior} = T_{io} \cdot \frac{C_p(T_0)}{C_p(T_{io})} \quad [K] \quad (3.20)$$

$$\text{インテーク出口密度：} \quad \rho_{io} = \frac{g \cdot P_{io} \times 10^4}{R_0 \cdot T_{ior}} \quad [kg/m^3] \quad (3.21)$$

$$\text{インテーク出口音速：} \quad c_{io} = \sqrt{\gamma_0 \cdot R_0 \cdot T_{ior}} \quad [m/s] \quad (3.22)$$

$$\text{インテーク出口面積：} \quad A_{it} = \{\text{Iteration}\} \quad [m^2] \quad (3.23)$$

インテーク出口流量：
$$G_{io} = \rho_{io} \cdot c_{io} \cdot A_{it} \quad [kg/s] \quad (3.24)$$

### A.3.3 飛行荷重

空力係数は，NAL スペースプレーン 0 次形状[28]のデータから，揚力傾斜，零揚力抵抗係数，および誘導抵抗係数を算出し，多項式近似したものをを用いた．揚力，抗力，重力および遠心力については「スペースプレーン」[26]を参考にして定式化した．推力はマッハ数に応じて与えられた最大推力以下で任意の推力を使用できることとした．各マッハ数ステップにおける時間，迎角，推力を変数として，最終到達マッハ数における質量が最大となるような飛行スケジュールを求めた．

翼面積：
$$S_{wing} = \{\text{Input}\} \quad [m^2] \quad (3.25)$$

揚力傾斜：

$$C_{L\alpha} = 3.542 \times 10^{-2} \times M_0^3 - 2.676 \times 10^{-2} \times M_0^2 + 1.946 \times 10^{-3} \times M_0 + 2.112 \times 10^{-2}$$

$$(M < 1.2) \quad [-] \quad (3.26)$$

$$C_{L\alpha} = 3.371 \times 10^{-4} \times M_0^2 - 6.680 \times 10^{-3} \times M_0 + 4.099 \times 10^{-2}$$

$$(M \geq 1.2) \quad [-] \quad (3.27)$$

零揚力抵抗係数：

$$C_{d0} = -1.042 \times 10^{-2} \times M_0^3 + 2.368 \times 10^{-2} \times M_0^2 - 6.752 \times 10^{-3} \times M_0 + 2.615 \times 10^{-2}$$

$$(M < 1.2) \quad [-] \quad (3.28)$$

$$C_{d0} = -2.660 \times 10^{-6} \times M_0^5 + 1.044 \times 10^{-4} \times M_0^4 - 1.615 \times 10^{-3} \times M_0^3$$

$$+ 1.231 \times 10^{-2} \times M_0^2 - 4.664 \times 10^{-2} \times M_0 + 8.690 \times 10^{-2}$$

$$(M \geq 1.2) \quad [-] \quad (3.29)$$

誘導抵抗係数：

$$k = 4.407 \times 10^{-1} \times M_0^5 - 1.756 \times M_0^4 + 2.0865 \times M_0^3$$

$$-6.887 \times 10^{-1} \times M_0^2 + 6.763 \times 10^{-2} \times M_0 + 2.500 \times 10^{-1}$$

$$(M < 1.5) \quad [-] \quad (3.30)$$

$$k = 9.705 \times 10^{-5} \times M_0^6 - 3.503 \times 10^{-3} \times M_0^5 + 5.047 \times 10^{-2} \times M_0^4 - 3.690 \times 10^{-1} \times M_0^3$$

$$+ 1.428 \times M_0^2 - 2.451 \times M_0 + 1.808 \quad (M \geq 1.5) \quad [-] \quad (3.31)$$

揚力係数 :  $C_L = C_{L\alpha} \cdot \alpha$  [-] (3.32)

抗力係数 :  $C_d = C_{d0} + k \cdot C_L^2$  [-] (3.33)

揚抗比 :  $L/D = \frac{C_L}{C_d}$  [-] (3.34)

揚力 :  $L_n = S_{wing} C_L \cdot P_{d0}$  [ kN ] (3.35)

抗力 :  $D_n = S_{wing} C_d \cdot P_{d0}$  [ kN ] (3.36)

エンジン正面面積 :  $A_{eng} = (40) \{ \text{Input} \}$  [ m<sup>2</sup> ] (3.37)

面積推力 :  $F_{\max} / A_{eng} = \{ \text{Input} \}$  [ kN / m<sup>2</sup> ] (3.38)

最大推力 :  $F_{\max} = (F_{\max} / A_{eng}) \times A_{eng}$  [ kN ] (3.39)

推力 :  $F_n = \{ \text{Iteration} \}$  [ kN ]

$F_{\max} \{ \text{Limitation} \}$  (3.40)

比推力 :  $I_{sp} = \{ \text{Input} \}$  [ sec ] (3.41)

推進薬流量 :  $G_{f-n} = \frac{F_n \times 10^3}{g \cdot I_{sp}}$  [ kg / s ] (3.42)

重力加速度 :  $g_{H-n} = g \cdot \frac{6400^2}{(6400 + H_{(2)})^2}$  [ m / s<sup>2</sup> ] (3.43)



|      |   |        |        |
|------|---|--------|--------|
| 質量 : | $m_n = m_{n-1} - G_{f-n-1} \times 10^{-3} \cdot \Delta t_{n-1}$ | [ Mg ] |        |
|      | $(m_{final} : \text{maximize})$                                 |        | (3.44) |

重力 :  $W_n = m_n \cdot g_{ALT}$  [ kN ] (3.45)

遠心力 :  $C_n = \frac{m_n \cdot (v_{abs} \cdot \cos \Gamma_n)^2}{r \times 10^3}$  [ kN ] (3.46)

#### A.3.4 運動方程式

図 A.3-1 に基づいて、スペースプレーン本体と質点として取り扱う運動方程式を作成した。運動方程式の作成に当たっては「スペースプレーン」[26]と文献[27]を参考にした。

$$\text{加速度：} \quad \left( \frac{dv_0}{d\tau} \right)_n = \frac{F_n \cdot \cos \alpha_n - D_n + (C_n - W_n) \cdot \sin \Gamma_n}{m_n} \quad [m/s^2] \quad (3.47)$$

$$\text{上昇角変化率：} \quad \left( \frac{d\Gamma}{d\tau} \right)_n = \frac{L_n + F_n \cdot \sin \alpha_n + (C_n - W_n) \cdot \cos \Gamma_n}{m_n \cdot v_0} \cdot \frac{180}{\pi} \quad [\text{deg}/s] \quad (3.48)$$

$$\text{水平方向速度：} \quad \left( \frac{dX}{d\tau} \right)_n = \frac{6378.14}{r} \cdot v_0 \cdot \cos \Gamma_n \quad [m/s] \quad (3.49)$$

$$\text{上昇率：} \quad \left( \frac{dr}{d\tau} \right)_n = v_0 \cdot \sin \Gamma_n \quad [m/s] \quad (3.50)$$

#### A.3.5 速度損失

飛行軌道の特徴を把握するために、重力損失、抗力損失、および制御損失を下記のように定義して評価した。

$$\text{重力損失：} \quad \Delta v_{g-n} = \Delta v_{g-n-1} + g_{H-n-1} \cdot \sin \Gamma_{n-1} \cdot \Delta t_{n-1} \quad [m/s] \quad (3.51)$$

$$\text{抗力損失：} \quad \Delta v_{d-n} = \Delta v_{d-n-1} + \frac{D_{n-1}}{m_{n-1}} \cdot \Delta t_{n-1} \quad [m/s] \quad (3.52)$$

$$\text{制御損失：} \quad \Delta v_{m-n} = \Delta v_{m-n-1} + \frac{F_{n-1}}{m_{n-1}} (1 - \cos \alpha_n) \cdot \Delta t_{n-1} \quad [m/s] \quad (3.53)$$

$$\text{総損失：} \quad \Delta v_{loss-n} = \Delta v_{g-n} + \Delta v_{d-n} + \Delta v_{m-n} \quad [m/s] \quad (3.54)$$

### A.3.6 飛行状態

飛行軌道は空気吸込み式エンジンが最大性能を発揮する最大動圧軌道とし、設定動圧適応解析を実施した。設定した動圧に応じた高度と速度を得るための解析方法として、はマッハ数分割法を適用し、各マッハ数で飛行する時間、迎角、および推力を収束計算で求めた。時間間隔は2000秒を最大値とした。迎角は5度から20度の範囲で制限した。上昇角は45度を最大値とし、二段式スペースプレーンにおいては、二段分離を想定して、空気吸込み式エンジンによる加速の終了時に6.0度となるように設定した。

|       |  |         |        |
|-------|--|---------|--------|
| 時間間隔： | $\Delta\tau_n = \{\text{Iteration}\}$<br>$\leq 2000 \{\text{Limitation}\}$ | [ sec ] | (3.55) |
|-------|--|---------|--------|

|     |  |         |        |
|-----|--|---------|--------|
| 秒時： | $\tau_n = \tau_{n-1} + \left(\frac{dr}{d\tau}\right)_{n-1} \cdot \Delta\tau_{n-1}$ | [ sec ] | (3.56) |
|-----|--|---------|--------|

|     |   |         |        |
|-----|---|---------|--------|
| 迎角： | $\alpha_n = \{\text{Iteration}\}$<br>$-5 \leq \alpha_n \leq 20 \{\text{Limitation}\}$ | [ deg ] | (3.57) |
|-----|---|---------|--------|

|       |  |         |        |
|-------|--|---------|--------|
| 迎角変化： | $\Delta\alpha_n =  \alpha_n - \alpha_{n-1} $ | [ deg ] | (3.58) |
|-------|--|---------|--------|

|      |  |         |        |
|------|--|---------|--------|
| 上昇角： | $\Gamma_n = \Gamma_{n-1} + \left(\frac{d\Gamma}{d\tau}\right)_{n-1} \cdot \Delta\tau_{n-1}$<br>$\leq 45 \{\text{Limitation}\} \quad \Gamma_{final} = 6.0 \{\text{Balance}\}$ | [ deg ] | (3.59) |
|------|--|---------|--------|

|       |   |        |        |
|-------|---|--------|--------|
| 水平距離： | $X_n = X_{n-1} + \left(\frac{dX}{d\tau}\right)_{n-1} \cdot \Delta\tau_{n-1} \times 10^{-3}$ | [ km ] | (3.60) |
|-------|---|--------|--------|

|             |   |        |        |
|-------------|---|--------|--------|
| 飛行高度(対地高度)： | $H_{(2)n} = H_{(2)n-1} + \left(\frac{dr}{d\tau}\right)_{n-1} \cdot \Delta\tau_{n-1} \times 10^{-3}$<br>$= H_{(1)} \{\text{Balance}\}$ | [ km ] | (3.61) |
|-------------|---|--------|--------|

慣性飛行速度：

$$v_{absc-n} = v_{absc-n-1} + \left( \frac{dv_0}{d\tau} \right)_{n-1} \cdot \Delta\tau_{n-1} \quad [m/s]$$
$$= v_{abs} \{Balance\} \quad (3.62)$$

#### A.4 エンジン質量推算

エンジンの質量は、予冷熱交換器、インテーク・ノズル、コアエンジンに分けて推算した。

##### A.4.1 予冷熱交換器

予冷熱交換器の質量は、「伝熱工学資料」[16]のフィン付きシェル・アンド・チューブ型熱交換器の設計計算方法を用いて推算した。図 A.4-1 に予冷熱交換器の質量推算結果を示す。は文献[9-11]における実験値である。は熱交換器入口の空力加熱を考慮して予冷部をステンレス、液化部をアルミニウムとして質量推算したものである。は予冷部もアルミニウムと同じ密度の先進材料と仮定して推算したものであり、単段式スペースプレーンの解析においてはこの値を使用した。88K 付近では液化部を追加しているため急激に大きくなっている。

二段式スペースプレーンの予冷熱交換器については、現状技術で製作することを想定し、チューブ材質を全てステンレスとして検討した。

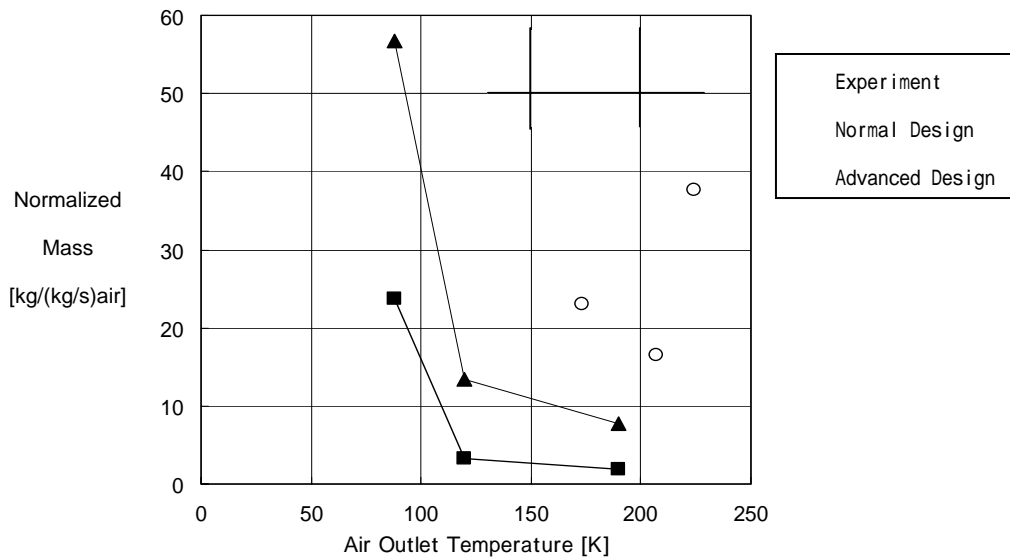


図 A.4-1 予冷熱交換器の空気出口温度と質量の関係

予冷器入口空氣溫度： $T_{axi} = \{\text{Input}\}$  [ K ] (4.1)

予冷器出口空氣溫度： $T_{axo} = \{\text{Input}\}$  [ K ] (4.2)

予冷器出口燃料溫度： $T_{fxo} = \{\text{Input}\}$  [ K ] (4.3)

予冷器入口水素溫度： $T_{fxi} = \{\text{Input}\}$  [ K ] (4.4)

液化器入口水素溫度： $T_{fli} = \{\text{Input}\}$  [ K ] (4.5)

予冷器熱通過率： $\dot{q}_x = (0.118)\{\text{Input}\}$ (設計計算) [ kW / m<sup>2</sup> · K ] (4.6)

予冷器對數平均溫度差： $\Delta T_{lmx} = \frac{(T_{axi} - T_{fxo}) - (T_{axo} - T_{fxi})}{\ln \frac{T_{axi} - T_{fxo}}{T_{axo} - T_{fxi}}}$  [ K ] (4.7)

予冷器傳熱面積： $A_x = \frac{Q_x}{\dot{q}_x \cdot \Delta T_{lmx}}$  [ m<sup>2</sup> ] (4.8)

予冷器空氣比熱： $C_{pa} = (1.01)\{\text{Input}\}$  [ kJ / kg · K ] (4.9)

予冷器交換熱量： $Q_x = G_{ax} \cdot C_{pa} \cdot (T_{axi} - T_{axo})$  [ kW ] (4.10)

予冷器水素比熱： $C_{pf} = (11.3)\{\text{Input}\}$  [ kJ / kg · K ] (4.11)

予冷器燃料流量： $G_{fx} = \frac{Q_x}{C_{pf} \cdot (T_{fxo} - T_{fxi})}$  [ kg / s ] (4.12)

液化器燃料流量： $G_{fl} = \frac{Q_l}{C_{pf} \cdot (T_{fxi} - T_{fli})}$  [ kg / s ] (4.13)

混合比： $MR = \frac{G_{fa}}{G_{fx}}$  [-] (4.14)

予冷器質量係數： $(m/A)_x = (0.8)\{\text{Input}\}$ (設計計算) [ kg / m<sup>2</sup> ] (4.15)

予冷器質量： $m_x = (m/A)_x \cdot A_x$  [ kg ] (4.16)

液化器熱通過率： $\dot{q}_l = (0.118)\{\text{Input}\}$  [ kW / m<sup>2</sup> · K ] (4.17)

$$\text{液化器対数平均温度差 : } \Delta T_{lml} = \frac{(T_{axo} - T_{fxi}) - (T_{axo} - T_{fli})}{\ln \frac{T_{axo} - T_{fxi}}{T_{axo} - T_{fli}}} \quad [K] \quad (4.18)$$

$$\text{液化器伝熱面積 : } A_l = \frac{Q_l}{\dot{q}_l \cdot \Delta T_{lml}} \quad [m^2] \quad (4.19)$$

$$\text{液化器交換熱量 : } Q_l = (200) \{ \text{Input} \} \quad [kW] \quad (4.20)$$

$$\text{液化器質量係数 : } (m/A)_l = \frac{(m/A)_x}{7.86 \times 2.8} \quad [kg/m^2] \quad (4.21)$$

$$\text{液化器質量 : } m_l = (m/A)_l \cdot A_l \quad [kg] \quad (4.22)$$

$$\text{予冷器・液化器質量 : } m_{xl} = m_x + m_l \quad [kg] \quad (4.23)$$

$$\text{交換熱量 / 質量 : } Q/m = \frac{Q_x + Q_l}{m_x + m_l} \quad [-] \quad (4.24)$$

#### A.4.2 インテーク・ノズル

ターボエンジンのインテーク・ノズルの質量は, NASA-CR-182226 (HASA)[29] の手法を基にして算出した。また, スクラムジェットを構成するスクラムダクトの質量は, カーボンカーボンを仮定して, パネルと梁の最適化計算を行い, 推力質量比を算出した。

$$\text{スクラムダクト質量 : } m_{ram} = \frac{F_{ram}}{(F/m)_{ram}} \quad [kg] \quad (4.25)$$

$$\text{スクラムダクト推力 : } F_{ram} = P_{dram} A_{ram} CT_{ram \max} \quad [kgf] \quad (4.26)$$

$$\text{スクラムダクト動圧 : } P_{dram} = (3400) \{ \text{Input} \} \quad [kgf/m^2] \quad (4.27)$$

$$\text{スクラムダクト正面面積 : } A_{ram} = A_{eng} \{ \text{Flight Analysis} \} \quad [m^2] \quad (4.28)$$

$$\text{スクラムダクト推力係数 : } CT_{ram} = (1.5) \{ \text{Input} \} \quad [-] \quad (4.29)$$

$$\text{スクラムダクト推力質量比 : } (F/m)_{ram} = (6.6) \{ \text{Input} \} \quad [-] \quad (4.30)$$

### A.4.3 コアエンジン

コアエンジンの質量は、表 A.4-1 に示すターボジェットエンジンのデータベースから、空気流量と圧力比で構成される質量係数(FAC)を定義して推算した。データベースは、”Jane’s Aero-Engines”[30] を基にして作成された。質量係数(FAC)を作成するにあたり、圧力比の指数部の係数は全データベースに適用したときの標準偏差が最小となる値を算出した。図 A.4-2 は質量係数 (FAC)に対するデータベースのばらつきを示すグラフである。また、図 A.4-3 にコアエンジン質量推算のベースラインとして用いた YJ69 エンジンと高圧力比エンジンの概要を示す。

$$\text{エンジン全質量：} \quad m_{pctj} = (m_{pc} + m_{ij}) \cdot n_{pctj} \quad [kg] \quad (4.31)$$

$$\begin{aligned} \text{エンジン推力(地上静止)：} \quad F_{pctj(1)} &= \{ \text{Flight Analysis} \} \quad [kgf] \\ &= F_{pctj(2)} \{ \text{Balance} \} \end{aligned} \quad (4.32)$$

$$\begin{aligned} \text{エンジン推力(地上静止)：} \quad F_{pctj(2)} &= F_{pctjs} \cdot n_{pctj} \quad [kgf] \\ &= F_{pctj(1)} \{ \text{Balance} \} \end{aligned} \quad (4.33)$$

$$\text{空気比推力(地上静止)：} \quad I_{spctj} = \{ \text{Engine Analysis} \} \quad [sec] \quad (4.34)$$

$$\text{空気流量(地上静止)：} \quad G_a = \{ \text{Iteration} \} \quad [kg/s] \quad (4.35)$$

$$\text{圧縮機入口温度(地上静止)：} \quad T_{axi} = \{ \text{Engine Analysis} \} \quad [K] \quad (4.36)$$

$$\text{修正空気流量：} \quad \bar{G}_a = G_a \cdot \frac{T_{axi}}{288} \quad [kg/s] \quad (4.37)$$

$$\text{圧縮機入口外径：} \quad d_{oci} = \sqrt{\frac{\bar{G}_a}{10^2}} \quad [m] \quad (4.38)$$

$$\text{エンジン単体推力：} \quad F_{pctjs} = I_{spctj} \cdot G_a \quad [kgf] \quad (4.39)$$

$$\text{圧縮機圧力比：} \quad \pi_c = \{ \text{Engine Analysis} \} \quad [-] \quad (4.40)$$

$$\text{コアエンジン質量：} \quad m_{ij} = 9.8851 \times \bar{G}_a \cdot \pi^{0.265} \quad [kg] \quad (4.41)$$

$$\text{コアエンジン個数：} \quad n_{pctj} = (6) \{ \text{Input} \} \quad [-] \quad (4.42)$$



表 A.4-1 ターボジェット質量データベース

| 型式             | 圧縮機空気流量<br>kg/s | エンジン圧力比 | 重量<br>kg | FAC<br>G x $\Delta f$ | m/FAC |
|----------------|-----------------|---------|----------|-----------------------|-------|
| TJ-125 Minijet | 0.9             | 3.90    | 18       | 1                     | 13.49 |
| WR2-6          | 1.0             | 4.00    | 14       | 1                     | 9.70  |
| J69-T-25       | 9.0             | 3.80    | 165      | 13                    | 12.87 |
| Marbore 6F     | 9.6             | 3.80    | 168      | 14                    | 12.29 |
| J69-T-29       | 13.0            | 5.50    | 154      | 20                    | 7.54  |
| J69-T-41A      | 13.0            | 6.00    | 159      | 21                    | 7.61  |
| J69-T-406      | 13.8            | 5.50    | 163      | 22                    | 7.52  |
| Viper 8(102)   | 14.5            | 4.00    | 238      | 21                    | 11.37 |
| RU-19-300      | 16.0            | 4.60    | 227      | 24                    | 9.47  |
| M-701-C500     | 16.7            | 4.34    | 335      | 25                    | 13.60 |
| SO-1           | 18.0            | 4.80    | 300      | 27                    | 11.00 |
| J85-GE-17A     | 20.0            | 6.50    | 181      | 33                    | 5.51  |
| J100-CA-100    | 20.0            | 6.30    | 195      | 33                    | 5.99  |
| CJ610-9        | 20.0            | 6.30    | 185      | 33                    | 5.68  |
| Viper 11(292)  | 20.0            | 4.37    | 249      | 30                    | 8.42  |
| Viper 11       | 20.0            | 4.37    | 274      | 30                    | 9.27  |
| J85-CAN-40     | 20.0            | 6.80    | 177      | 33                    | 5.33  |
| J85-CAN-15     | 20.0            | 7.00    | 279      | 33                    | 8.33  |
| J85-GE-13A     | 20.0            | 6.80    | 270      | 33                    | 8.12  |
| HJE 2500       | 20.5            | 4.20    | 265      | 30                    | 8.84  |
| JT12A-8A       | 23.0            | 6.70    | 212      | 38                    | 5.57  |
| J85-GE-21      | 23.8            | 8.10    | 304      | 41                    | 7.34  |
| Viper 522      | 24.0            | 5.60    | 345      | 38                    | 9.11  |
| Viper 20(526)  | 24.0            | 5.60    | 347      | 38                    | 9.16  |
| J3-IHI-7C      | 25.0            | 4.50    | 380      | 37                    | 10.20 |
| Viper 600      | 26.5            | 5.80    | 345      | 42                    | 8.17  |
| GE1            | 35.0            | 11.00   | 317      | 66                    | 4.80  |
| RB.162-86      | 36.0            | 4.25    | 235      | 53                    | 4.45  |
| JR-200         | 37.0            | 4.00    | 137      | 53                    | 2.56  |
| RB.162-81      | 38.0            | 4.50    | 170      | 57                    | 3.00  |
| Orpheus 803    | 38.0            | 4.40    | 408      | 56                    | 7.25  |
| Orpheus 703R   | 38.0            | 4.40    | 670      | 56                    | 11.91 |
| Orpheus 803.02 | 38.0            | 4.40    | 379      | 56                    | 6.74  |
| J52-P-408      | 65.0            | 14.60   | 1051     | 132                   | 7.95  |
| Atar 09C3      | 68.0            | 5.50    | 1409     | 107                   | 13.19 |
| Atar 09C3      | 68.0            | 5.70    | 1420     | 108                   | 13.17 |
| Atar09C3       | 68.0            | 5.60    | 1372     | 107                   | 12.78 |
| RM6B           | 71.0            | 7.70    | 1700     | 122                   | 13.94 |
| Atar 09K-50    | 72.0            | 6.15    | 1520     | 117                   | 13.05 |
| J79-GE-17      | 77.0            | 13.50   | 1740     | 153                   | 11.34 |
| J79-GE-8       | 77.0            | 12.80   | 1646     | 151                   | 10.88 |
| J79-GE-19      | 77.0            | 13.50   | 1744     | 153                   | 11.36 |
| J79-IHI-17     | 77.0            | 13.50   | 1740     | 153                   | 11.34 |
| RM6C           | 79.0            | 8.40    | 1770     | 139                   | 12.75 |
| Avon 302C      | 80.0            | 8.40    | 1724     | 141                   | 12.26 |
| J57-P-20       | 82.0            | 13.00   | 2150     | 162                   | 13.29 |
| J57-P-43WB     | 82.0            | 12.50   | 1755     | 160                   | 10.96 |
| Avon 29/6      | 84.0            | 10.30   | 1578     | 156                   | 10.13 |
| JT3C-7         | 85.0            | 13.00   | 1585     | 168                   | 9.45  |
| JT4A-11        | 116.0           | 12.50   | 2310     | 227                   | 10.20 |
| J75-P-19W      | 120.0           | 12.00   | 2700     | 232                   | 11.65 |
| Olympus 301    | 131.0           | 13.00   | 1946     | 259                   | 7.53  |
| Olympus 593    | 188.0           | 14.00   | 3458     | 378                   | 9.14  |
| GE4/J5P        | 287.0           | 12.50   | 5126     | 560                   | 9.15  |

|      |        |       |        |
|------|--------|-------|--------|
|      |        | 平均値   | 9.40   |
|      |        | 標準偏差  | 2.89   |
| 係数 f | 0.2650 | 分散    | 8.33   |
|      |        | 標準偏差率 | 0.3071 |

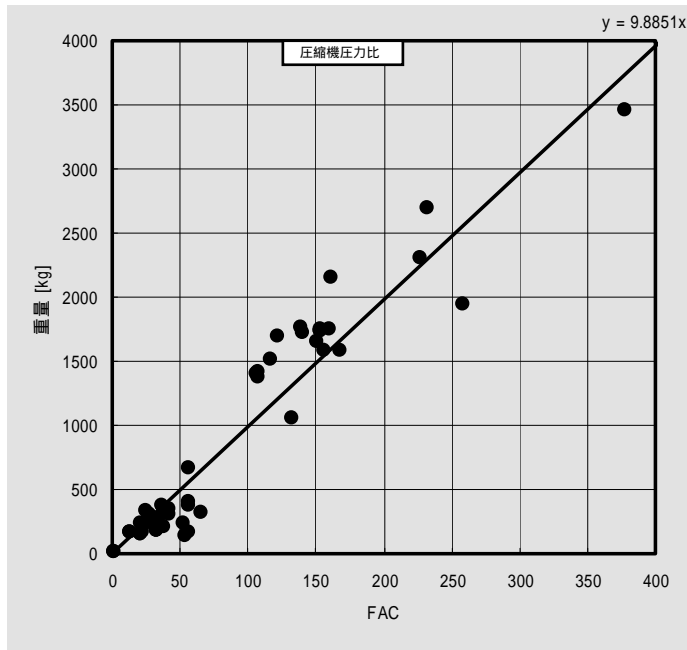


図 A.4-2 ターボジェット質量係数と質量の関係

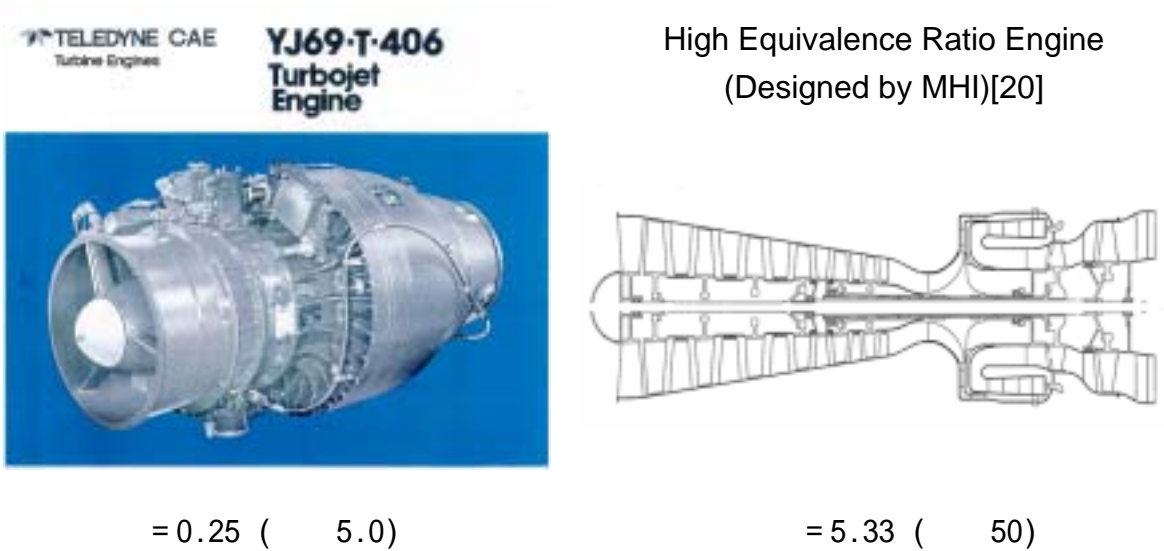


図 A.4-3 コアエンジンモデル

#### A.4.4 ロケットエンジン

ロケットエンジンの質量は，図 A.4-4 に示す LE-7A[31]の推力質量比を基にして推算した．

$$\text{ロケットエンジン質量：} \quad m_{re} = \frac{F_{re}}{(F/m)_{re}} \quad [kg] \quad (4.43)$$

$$\text{ロケットエンジン推力：} \quad F_{re} = \{\text{Input}\} \quad [kgf] \quad (4.44)$$

$$\text{ロケットエンジン単体推力：} \quad F_{res} = \{\text{Input}\} \quad [kgf] \quad (4.45)$$

$$\text{ロケットエンジン推力質量比：} \quad (F/m)_{re} = \frac{F_{res}}{m_{res}} \quad [-] \quad (4.46)$$

$$\text{ロケットエンジン単体質量：} \quad m_{res} = \{\text{Input}\} \quad [kg] \quad (4.47)$$

$$\text{ロケットエンジン個数：} \quad n_{re} = \frac{F_{re}}{F_{res}} \quad [-] \quad (4.48)$$

$$\text{全体推力質量比：} \quad (F/m)_{tot} = \frac{F_{pctj}}{m_{pctj} + m_{ram} + m_{re}} \quad [-] \quad (4.49)$$

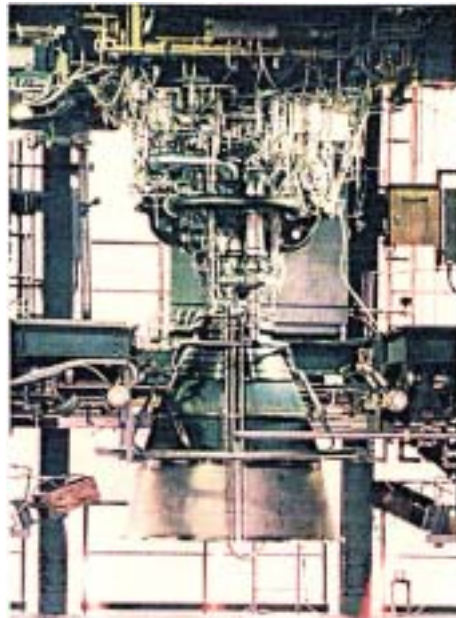


図 A.4-4 LE - 7 Aエンジン

## A.5 機体部品質量推算

機体部品の質量は NASA-CR-182226 (HASA)[29]を基本として推算した。主翼の質量は、翼面荷重を仮定して、離陸質量に対する揚力が発生できるものとして推算した。単段式スペースプレーンの解析において、機体と液体水素タンクの材質としては、安全率 4.5 の複合材を、液体酸素タンクの材質としては、安全率 1.5 のアルミニウム合金を仮定した。二段式スペースプレーンの解析においては、機体、タンクともにアルミニウム合金を仮定した。

### A.5.1 胴体

胴体質量は HASA[29]の推算式で推算した。胴体長はタンク合計の長さと同じとなるように収束計算を行った。軌道解析で設定した最大加速度を用いて、終局荷重倍数(ULF)を設定した。

$$\text{胴体質量：} \quad m_b = 0.1547 \times 9.406 \times \left( \frac{l_b \cdot ULF}{d_{be}} \right)^{0.15} \cdot P_{d0\max}^{0.16} \cdot S_b^{1.05} \cdot MF_b$$

[ kg ] (5.1)

$$\text{材料係数：} \quad MF_b = (1.0) \{ \text{Input} \}$$

[-] (5.2)

|      |  |                |
|------|--|----------------|
| 胴体長： | $l_b = \{ \text{Input} \}$<br>$= l_b \{ \text{Balance} \}$ | [ m ]<br>(5.3) |
|------|--|----------------|

|         |   |                |
|---------|---|----------------|
| 胴体長さ合計： | $l_t = d_{ft} + l_{ft} + d_{ot} + l_{ot}$<br>$= l_b \{ \text{Balance} \}$ | [ m ]<br>(5.4) |
|---------|---|----------------|

$$\text{終局荷重係数：} \quad ULF = (1.25) \{ \text{Input} \}$$

[-] (5.5)

$$\text{有効胴体直径：} \quad d_{be} = \{ \text{Input} \}$$

[ m ] (5.6)

$$\text{最大動圧：} \quad P_{d0\max} = (5000) \{ \text{Input} \}$$

[ kg/m<sup>2</sup> ] (5.7)

$$\text{胴体濡れ面積：} \quad S_b = 4\pi \cdot \frac{d_t^2}{4} + \pi \cdot d_t \cdot (l_{ft} + d_t + l_{ot})$$

[ m<sup>2</sup> ] (5.8)

### A.5.2 主翼

主翼質量は HASA[29]の推算式で推算した。揚力は胴体下面からも発生すると考え、翼面荷重から得られる面積から胴体下面面積を引いて主翼面積を求めた。主翼の質量は、翼面荷重を仮定して、離陸質量に対する揚力が発生できるものとして推算した。軌道解析で設定した最大加速度を用いて、終局荷重倍数 (ULF) を設定した。

主翼質量：

$$m_{mw} = 1.106 \times MF_{mw} \cdot \left\{ \left( \frac{m_{gto} \cdot ULF}{1000} \right)^{0.52} \cdot S_{mw}^{0.7} \cdot AR^{0.47} \cdot \left( \frac{1 + \Lambda}{TH/C} \right)^{0.4} \cdot \left( 0.3 + \frac{0.7}{\cos \lambda_{1/2}} \right) \right\}^{1.017}$$

[ kg ] (5.9)

材料係数：  $MF_{mw} = (1.0) \{ \text{Input} \}$  [-] (5.10)

機体空虚質量：  $m_{e1(1)} = \{ \text{Iteration} \}$  [ kg ]

=  $m_{e1(2)} \{ \text{Balance} \}$  (5.11)

機体空虚質量：  $m_{e1(2)} = m_{gto} - m_f - m_o - m_2$  [ kg ]

=  $m_{e1(1)} \{ \text{Balance} \}$  (5.12)

総主翼面積：  $S_{mwub} = \frac{m_{gto}}{(W/S)_{\max}}$  [ m<sup>2</sup> ] (5.13)

胴体下面面積：  $S_{ub} = l_b \cdot d_{ft}$  [ m<sup>2</sup> ] (5.14)

主翼基準面積：  $S_{mw} = S_{mwub} - S_{ub}$  [ m<sup>2</sup> ] (5.15)

最大翼面荷重：  $(W/S)_{\max} = (600) \{ \text{Input} \}$  [ kgf / m<sup>2</sup> ] (5.16)

アスペクト比：  $AR = (1.2) \{ \text{Input} \}$  [-] (5.17)

テール比：  $\Lambda = (0.1) \{ \text{Input} \}$  [-] (5.18)

最大翼厚比：  $TH/C = 0.04$  [-] (5.19)

平均翼弦後退角：  $\lambda_{1/2} = 56.7$  [ deg ] (5.20)

### A.5.3 垂直尾翼

垂直尾翼質量は HASA[29]の推算式で推算した。

垂直尾翼質量：  $m_{vw} = 30.23 \times S_{mw}$  [ kg ] (5.21)

垂直尾翼面積：  $S_{vw} = 0.14 \times S_{mwt}$  [  $m^2$  ] (5.22)

#### A.5.4 燃料タンク

燃料タンク質量は設計計算によって推算した。タンクの強度については、円筒部とドーム部に分割して、「機械工学必携」[24]を参考にして計算式を作成した。単段式スペースプレーンの解析においては、安全率 4.5 の複合材を仮定した。二段式スペースプレーンの解析においては安全率 1.5 のアルミニウム合金を仮定した。燃料搭載質量としては軌道解析の結果として得られた質量を入力し、タンク体積を求める際に、5%の体積余裕を持たせた。

$$\text{燃料タンク質量：} \quad m_{ft} = 2 \times \left\{ \frac{th_{fs}}{10^3} \cdot \pi \cdot d_{ft} \cdot l_{ft} + \frac{th_{fd}}{10^3} \cdot 4\pi \cdot \left( \frac{d_{ft}}{2} \right)^2 \right\} \cdot \rho_{mft} \times 10^3$$

[ kg ] (5.23)

$$\text{燃料搭載質量：} \quad m_f = \{ \text{Flight Analysis} \} \quad [ \text{kg} ] \quad (5.24)$$

$$\text{燃料タンク材料密度：} \quad \rho_{mft} = (2.8 : \text{アルミニウム}) \{ \text{Input} \} \quad [ \text{g/cm}^2 ] \quad (5.25)$$

$$\text{燃料タンク直径：} \quad d_{ft} = \{ \text{Iteration} \} \quad [ \text{m} ] \quad (5.26)$$

$$\text{燃料密度：} \quad \rho_f = (71.49 : \text{液化水素}) \{ \text{Input} \} \quad [ \text{kg/m}^3 ] \quad (5.27)$$

$$\text{燃料タンク体積余裕：} \quad VR_{ft} = (0.05) \{ \text{Input} \} \quad [-] \quad (5.28)$$

$$\text{燃料タンク必要体積：} \quad V_{ft} = \frac{m_f}{\rho_f} \cdot (1 + VR_{ft}) \quad [ \text{m}^3 ] \quad (5.29)$$

$$\text{燃料タンクシリンダ長さ：} \quad l_{ft} = \frac{\left\{ V_f - \frac{4\pi}{3} \cdot \left( \frac{d_{ft}}{2} \right)^3 \right\}}{\pi \cdot \left( \frac{d_{ft}}{2} \right)^2} \quad [ \text{m} ] \quad (5.30)$$

$$\text{燃料タンクシリンダ板厚：} \quad th_{fs} = SF_{ft} \cdot p_{ft} \times 10^4 \cdot \frac{\sigma_{mft}}{10^3} \cdot \frac{d_{ft}}{2} \quad [ \text{mm} ] \quad (5.31)$$

$$\text{燃料タンクドーム板厚：} \quad th_{fd} = \frac{SF_{ft}}{2} \cdot p_{ft} \times 10^4 \cdot \frac{\sigma_{mft}}{10^3} \cdot \frac{d_{ft}}{2} \quad [ \text{mm} ] \quad (5.32)$$

燃料タンク内圧： $p_{fi} = (2.0)\{\text{Input}\} \quad [kgf/cm^2a] \quad (5.33)$

燃料タンク許容応力： $\sigma_{mfi} = (51.3 : \text{高耐力アルミニウム}) \{\text{Input}\} [kgf/mm^2] \quad (5.34)$

燃料タンク安全率： $SF_{fi} = (1.5)\{\text{Input}\} \quad [-] \quad (5.35)$



### A.5.5 酸化剤タンク

酸化剤タンク質量は設計計算によって推算した。タンクの強度については、円筒部とドーム部に分割して、「機械工学必携」[24]を参考にして計算式を作成した。酸化剤タンクの材質としては、安全率 1.5 のアルミニウム合金を仮定した。酸化剤タンクには複合材は適用できないため、単段式スペースプレーンにおいてもアルミニウム合金とした。酸化剤搭載質量としては軌道解析の結果として得られた質量を入力し、タンク体積を求める際に、5%の体積余裕を持たせた。

$$\text{酸化剤タンク質量：} \quad m_{ot} = 2 \times \left\{ \frac{th_{os}}{10^3} \cdot \pi \cdot d_{ot} \cdot l_{ot} + \frac{th_{od}}{10^3} \cdot 4\pi \cdot \left( \frac{d_{ot}}{2} \right)^2 \right\} \cdot \rho_{mot} \times 10^3$$

[ kg ] (5.36)

$$\text{酸化剤搭載質量：} \quad m_o = \{ \text{Flight Analysis} \} \quad [ kg ] \quad (5.37)$$

$$\text{酸化剤タンク材料密度：} \quad \rho_{mot} = (2.8 : \text{アルミニウム}) \{ \text{Input} \} \quad [ g/cm^2 ] \quad (5.38)$$

$$\text{酸化剤タンク直径：} \quad d_{ot} = \{ \text{Iteration} \} \quad [ m ] \quad (5.39)$$

$$\text{酸化剤密度：} \quad \rho_o = 1142 (1142 : \text{液化酸素}) \{ \text{Input} \} \quad [ kg/m^3 ] \quad (5.40)$$

$$\text{酸化剤タンク体積余裕：} \quad VR_{ot} = 0.05 (0.05) \{ \text{Input} \} \quad [-] \quad (5.41)$$

$$\text{酸化剤タンク必要体積：} \quad V_{ot} = \frac{m_o}{\rho_o} \cdot (1 + VR_{ot}) \quad [ m^3 ] \quad (5.42)$$

$$\text{酸化剤タンクシリンダ* 長さ：} \quad l_{ot} = \frac{\left\{ V_o - \frac{4\pi}{3} \cdot \left( \frac{d_{ot}}{2} \right)^3 \right\}}{\pi \cdot \left( \frac{d_{ot}}{2} \right)^2} \quad [ m ] \quad (5.43)$$

$$\text{酸化剤タンクシリンダ* 板厚：} \quad th_{ots} = SF_{ot} \cdot p_{ot} \times 10^4 \cdot \frac{\sigma_{mot}}{10^3} \cdot \frac{d_{ot}}{2} \quad [ mm ] \quad (5.44)$$

$$\text{酸化剤タンク外* -板厚：} \quad th_{otd} = \frac{SF_{ot}}{2} \cdot p_{ot} \times 10^4 \cdot \frac{\sigma_{mot}}{10^3} \cdot \frac{d_{ot}}{2} \quad [ mm ] \quad (5.45)$$

$$\text{酸化剤タンク内圧：} \quad p_{ot} = (2.0) \{ \text{Input} \} \quad [ kgf/cm^2 a ] \quad (5.46)$$

$$\text{酸化剤タンク許容応力：} \quad \sigma_{mot} = (51.3 : \text{高耐力アルミニウム}) \quad [ kgf/mm^2 ] \quad (5.47)$$

$$\text{酸化剤タンク安全率：} \quad SF_{ot} = (1.5) \{ \text{Input} \} \quad [-] \quad (5.48)$$

#### A.5.6 アクチュエータ

舵面駆動とエンジン駆動（ジンバル）に用いるアクチュエータの質量は HASA[29]の推算式で推算した。

$$\text{アクチュエータ質量：} \quad m_{ac} = m_{acw} + m_{ace} \quad [kg] \quad (5.49)$$

$$\text{舵面駆動装置質量：} \quad m_{acw} = 2.825 \times \left\{ (S_{mw} + S_{vw}) \cdot \frac{P_{d0\max}}{10^3} \right\}^{0.334} \cdot \sqrt{l_b + w_w} \quad [kg] \quad (5.50)$$

$$\text{翼幅：} \quad w_w = \frac{m_{gto}}{(W/S)_{\max} \cdot l_b} \times 2 \quad [m] \quad (5.51)$$

$$\text{エンジン駆動質量：} \quad m_{ace} = 141 \times n_{re} \quad [kg] \quad (5.52)$$

#### A.5.7 降着装置

降着装置の質量は HASA[29]の推算式で推算した。

$$\text{降着装置質量：} \quad m_{lg} = 0.0101 \times m_{gto}^{1.124} \quad [kg] \quad (5.53)$$

#### A.5.8 熱防護材

熱防護材の質量は HASA[29]の推算方法を参考にして熱防護材の密度と厚さを与えて推算した。

$$\text{熱防御材質量：} \quad m_{tps} = \rho_{tps} \times 10^3 \cdot th_{tps} \cdot S_{tot} \quad [kg] \quad (5.54)$$

$$\text{機体濡れ面積：} \quad S_{tot} = S_b + 2 \times (S_{mw} + S_{vw}) \quad [m^2] \quad (5.55)$$

$$\text{熱防御材密度：} \quad \rho_{tps} = (0.12) \{ \text{Input} \} \quad [g/cm^2] \quad (5.56)$$

$$\text{熱防御材厚さ：} \quad th_{tps} = (0.1) \{ \text{Input} \} \quad [m] \quad (5.57)$$

#### A.5.9 電装品

熱防護材の質量は HASA[29]の推算方法と同様にして，既存のシステムを参考にして仮定した．

$$\text{電装品質量：} \quad m_{el} = \{\text{Input}\} \quad [\text{kg}] \quad (5.58)$$

#### A.5.10 ペイロード

ペイロードは，初期質量から総機体質量を引いて算出した．また，二段式スペースプレーンの場合は，上段と下段を同様に解析して，下段の総機体質量に上段の質量を加えた．

$$\text{上段質量：} \quad m_2 = \{\text{上段解析}\} \quad [\text{kg}] \quad (5.59)$$

総機体質量：

$$m_{tot} = m_b + m_{mw} + m_{vw} + m_{ft} + m_f + m_{ot} + m_o + m_{pctj} + m_{ram} + m_{re} + m_{ac} + m_{lg} + m_{tps} + m_{el} + m_2 \quad [\text{kg}] \quad (5.60)$$

$$\text{初期質量：} \quad m_{gto} = \{\text{Flight Analysis}\} \quad [\text{kg}] \quad (5.61)$$

$$\text{ペイロード：} \quad m_{pl} = m_{gto} - m_{tot} \quad [\text{kg}] \quad (5.62)$$

## 参考文献

1. Siebenhaar, A. and Bulman, M., "The Strutjet Engine: The Overlooked Option For Space Launch," AIAA-95-3124, July 1995.
2. Togawa, M., Aoki, T. and Kaneko, Y., "On LACE research," AIAA 92-5023, December 1992.
3. 深堀, 三木, 田口, 「空気液化サイクルエンジンの開発」第 35 回航空原動機・宇宙推進講演会講演集, pp.49-54, 1995.
4. Miki, Y., Taguchi, H. and Aoki H., "Status and Future Planning of LACE Development," AIAA 93-5124, November 1993.
5. Maita, M., Miyajima, H. and Mori, T., "System studies on space plane powered by scram/LACE propulsion system," AIAA Paper 92-5024, December 1992.
6. Bond W. H. et. al., "Air Liquefaction and Enrichment System Propulsion in Reusable Launch Vehicles," AIAA J. Propulsion, Vol. 10, No. 4, pp.485-491, 1994.
7. Balepin, V. et. al., "Combined Propulsion for SSTO Rocket: From Conceptual Study to Demonstrator of Deep Cooled Turbojet," AIAA-96-4497, 1996.
8. Balepin V. et. al., "Development Study of Precooling for ATREX ENGINE," ISABE 95-7015, 1995.
9. 佐藤他, 「ATREX エンジンの開発研究(プリクーラ付エンジンの燃焼試験)」, 第 36 回航空原動機・宇宙推進講演会講演集, pp.130-135, 1996.
10. 佐藤他, 「ATREX エンジンの開発研究(プリクーラおよび再生冷却燃焼器付エンジンの燃焼試験)」, 第 37 回航空原動機・宇宙推進講演会講演集, pp.100-105, 1997.
11. 佐藤, 棚次, 小見, 富家, 原田, 「プリクーラを装着した ATREX エンジンの地上燃焼試験」, 第 39 回航空原動機・宇宙推進講演会講演集, pp.108-113, 1999.
12. Mitsuoka, T. et. al., "Research and Development of Combined Cycle Engine Demonstrator," Third International Symposium on National project for Super/Hyper-sonic Transport propulsion System, pp. 229-236, 1999.
13. Gordon S. et. al., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouguet Detonations," NASA-SP-273, 1971.
14. 日本熱物性学会編, 「熱物性ハンドブック」
15. エヌ・ベ・ヴァルガフチク, 「気体と液体の熱物理的性質」, ナウカ出版書(日・ソ通信社)
16. 日本機械学会, 「伝熱工学資料(改訂第4版)」, 丸善, 東京, pp.253-256, 1994.
17. 佐々木, 柳, 二村, 田口, 関根, 「超音速エンジン試験施設の概要」, 第 12 回ガスター

ピン秋期講演会講演論文集, 1997.

18. Mitchell, J. G., "The Aero-Propulsion Systems Test Facility," AIAA 72-1034, 1972.
19. 国立天文台編, 「理科年表 平成3年」, 丸善, 東京, 1990.
20. 航空宇宙技術研究所業務委託成果報告書「ターボ・ロケット複合エンジンのシステム検討(その1)」, 1998.
21. 生井武文, 松尾一泰, 「圧縮性流体の力学」, 理工学社, 東京, 1990.
22. Mattingly, J. D., "Elements of Gas Turbine Propulsion," McGRAW-HILL International Editions, 1996.
23. 西野宏, 「ガスタービン」, 朝倉書店, 東京, 1997.
24. 馬場秋次郎編, 「機械工学必携(第7版)」, 三省堂, 東京, 1986.
25. 飯沼一男, 「工業熱力学演習」, 学献社, 東京, 1988.
26. 加藤寛一郎, 「スペースプレーン - 超高層飛行力学」, 東京大学出版会, 東京, 1989.
27. Kanda, T. and Kudo, K., "Payload to Low Earth Orbit by Aerospace Plane with Scramjet Engine," AIAA J. Propulsion, Vol. 13, No. 1, pp.164-166.
28. Nomura, S., Hozumi, K., Kawamoto, I. and Miyamoto, Y., "Experimental Studies on Aerodynamic Characteristics of SSTO Vehicle at Subsonic to Hypersonic Speeds," Proceedings of 16<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science, 1988, pp.1547-1554.
29. Harloff, G. J. and Berkowitz, B. M., "HASA-Hypersonic Aerospace Sizing Analysis for the Preliminary Design of Aerospace Vehicles," NASA CR-182226, 1988.
30. Gunston, B., "Jane's Aero-Engines," Jane's Information Group, Alexandria, 1996
31. 福島, 中辻, 長尾, 岸本, 長谷川, 森合, 藁科, 小林, 瀬下, 「LE-7A, LE-5B エンジンの開発状況」, 第38回航空原動機・宇宙推進講演会および第8回ラム/スクラムジェットシンポジウム講演論文集, pp.276-281, 1998.
32. 三木, 田口, 八柳「小型スクラムジェットエンジンの製作」, 平成6年度宇宙輸送シンポジウム論文集, pp.80-83, 1995.
33. 三谷, 升谷, 田口「スクラムジェットエンジンの燃焼試験」, 平成6年度宇宙輸送シンポジウム論文集, pp.84-87, 1995.
34. Taguchi, H. and Yatsuyanagi, N., "Numerical Simulation of Scramjet Engine Internal Flow," ISABE 95-7083, 1995.
35. Sato, S., Izumikawa, M., Tomioka, S. and Mitani, T., "Scramjet engine test at the Mach 6 flight condition," AIAA 97-3021, July 1997.
36. Kanda, T., Wakamatsu, Y., Ono, F., Kudo, K., Murakami, A. and Izumikawa, M., "Mach 8 testing of scramjet engine models," AIAA 99-0617, January 1999.
37. Taguchi, H., Tomioka, S., Nagata, H., Kono, M. and Ujiie, Y., "A Study on Self-Ignition of Methane-Hydrogen Mixture Fuel Injected into High Enthalpy Supersonic Airstreams,"

- ISABE 93-5124, 1993.
38. 田口, 柳「極低温燃料を使用したジェットエンジンのサイクル解析」, 第 37 回航空原動機・宇宙推進講演会講演集, pp.214-219, 1997.
  39. 田口, 関根, 柳, 佐藤, 「予冷ターボジェットエンジンに関する研究」, 第 38 回航空原動機・宇宙推進講演会および第 8 回ラム/スクラムジェットシンポジウム講演論文集, pp.145-150, 1998.
  40. Taguchi, H. and Yanagi, R., “A Study on Pre-Cooled Turbojet - Scramjet - Rocket Combined Engines,” AIAA-98-3777, July 1998.
  41. 田口, 二村, 柳, 「予冷ターボジェット/ロケット複合エンジンの概念設計」, 第 39 回航空原動機・宇宙推進講演会講演集, pp.102-107, 1999.
  42. 佐藤, 田口, 本阿弥, 「極低温予冷熱交換器に関する研究」, 第 39 回航空原動機・宇宙推進講演会講演集, pp.341-346, 1999.
  43. 田口, 関根, 二村, 柳, 小見, 加藤, 寺崎, 「超音速ジェットエンジンのセミフリージェット模擬試験」, 第 14 回ガスタービン秋期講演会講演論文集, pp.31-36, 1999.
  44. Taguchi, H., Futamura, H., Yanagi, R., and Maita, M., “Conceptual Study of Pre-cooled Air Turbojet / Rocket Engine with Scramjet (PATRES),” ISABE 99-7024, September 1999.
  45. Taguchi, H., Maita, M., Yatsuyanagi, N. and Yamanaka, T., “Airbreather / Rocket Combined Propulsion Systems Research for Japanese SSTO Spaceplane,” AIAA 99-4811, November 1999.
  46. 田口, 関根, 二村, 柳, 小見, 加藤, 寺崎, 「超音速ジェットエンジン・セミフリージェット試験法の研究」, 第 63 回風洞研究会議論文集, pp.137-142, 1999.
  47. 田口, 二村, 柳, 「二段式スペースプレーン用空気吸込式エンジンの比較検討」, 第 40 回航空原動機・宇宙推進講演会講演集, pp.233-238, 2000.
  48. 田口, 二村, 柳, 「単段式スペースプレーン用空気吸込式エンジンの比較検討」, 第 1 回再使用型宇宙推進系シンポジウム講演論文集, pp.231-236, 2000.
  49. Taguchi, H., Sekine, S., Futamura, H., Yanagi, R., Omi, J. and Katoh, T., “Verification Test of Semi-Freejet Method for a Supersonic Engine Test Facility,” AIAA 2000-3642, July 2000.
  50. Taguchi, H., Futamura, H., Yanagi, R. and Maita, M., “Analytical Study of Pre-Cooled Turbojet Engine for TSTO Spaceplane,” AIAA 2001-1838, April 2001.

## 謝 辞

本論文の審査を快くお引き受けいただきました，河野通方教授，棚次巨弘教授，荒川義博教授，長島利夫教授，および津江光洋助教授に感謝の意を表します。

本研究を始めるきっかけとなったのは、卒業設計において、河野教授，荒川教授，長島教授のご指導のもと，空気液化式ロケットエンジンを設計したことでした。この時の文献調査で強く感じたのは，当時の空気吸込式エンジンの研究は熱力学的な理想性能を示すことが主流であり，インテークの作動，エンジンの重量，ターボ機器の適合性，混合比の選定等といった，実用エンジンの設計に必要な事項が整理して検討されていないということでした。この問題意識を持ちつつ，修士論文においては，河野教授，氏家康成教授，福岡定毅氏および諸先輩のご指導のもと，メタン燃料を用いたスクラムジェットの実験研究をさせていただき，空気吸込式エンジンの基礎を学ぶことができました。

修士課程終了後は，三菱重工業の液体ロケットエンジン設計課に勤務し，岸本健治氏，松井篤氏，深堀修氏，吉田裕二氏をはじめとする皆様のご指導のもと，空気液化式ロケットエンジンとスクラムジェットエンジンの設計を経験させていただきました。特に，直属の上司である外川守人氏，三木陽一郎氏，川又善博氏には，ロケットエンジン設計の基礎を伝授していただきました。また，航空宇宙技術研究所・角田支所（当時）の八柳信之氏，鎮西信夫氏，三谷徹氏，若松義男氏，升谷五郎氏をはじめとする皆様には，日本初のスクラムジェット・システム実験において，多大なるご指導を賜りました。

三菱重工業で3年間お世話になった後は，航空宇宙技術研究所・原動機部（当時）に勤務し，能瀬弘幸氏，森田光男氏，佐々木誠氏，遠藤征紀氏，坂田公夫氏をはじめとする皆様のご指導のもと，予冷サイクルを中心とした空気吸込式エンジンの比較研究をさせていただきました。研究実施に当たっては，原動機部の柳良二氏，二村尚夫氏，関根静雄氏，村上哲氏，榎本俊治氏，宇宙輸送関係部署の山中龍夫氏，舞田正孝氏，白水正男氏，森隆茂氏，谷口浩文氏，青木宏氏，苅田丈士氏をはじめとする皆様のご指導をいただき，インテーク設計手法，エンジン試験手法，システム解析手法等，多くの手法を学ぶことができました。また，宇宙科学研究所の棚次巨弘教授と佐藤哲也助教授にはA T R E Xエンジン開発のご経験に基づく多くの知見をご教示いただきました。本論文の二段式スペースプレーンに関する部分は，棚次研究室との共同研究の過程で議論が深められました。

実験実施にあたっては，多くの共同研究者の方のご協力を賜りました。東京理科大学の本阿弥教授と佐藤秀行君をはじめとする学生の皆様，および日本大学の青木前教授，田辺講師と学生の皆様には，2.2 節，3.1 節，3.2 節の実験でご協力いただきました。石川島播磨重工業の板原寛治氏，磯村浩介氏，小見淳介氏，高橋輝雄氏，加藤俊樹氏，およびI N Cエンジニアリングの寺崎眞太郎氏，安川真吾氏をはじめとする多くの皆様

には、3.1 節、3.3 節の試験設備や試験模型の製作、および実験実施においてご協力いただきました。

また、契約に基づく試験支援や解析支援においても多くの方の積極的なご支援を賜りました。ソフィアプレジジョン社の保谷氏、西氏には 2.2 節のエンジン改修製作と試験実施においてご支援いただきました。スーパーレジン工業の上原氏には 3.1 節のエンジン運転においてご支援いただきました。三菱重工業の森合氏、野上氏、および長崎研究所の皆様には高圧力比ターボジェット的设计と性能評価においてご支援いただきました。

最後に、本論文をまとめるにあたり、河野教授と津江助教授から多くの有益な助言と励ましのお言葉をいただきました。

これまでご指導いただきました皆様に深く御礼申し上げます。ありがとうございました。