

涡扇发动机热力学分析

北京航空学院 崔济亚

摘 要

本文将混排涡扇发动机拆为内外函分循环结算,以阐明各自的实际热力学功能。按定比热简化解出主要性能最有利的三个特征压气机压比,并与变比热准确解作了比较。

一、前 言

六十年代以来,由于耗油性能的优点,涡扇发动机有长足发展,但原理分析较少^[1~5],且多就全机而论。本文根据热力循环自负压缩功及加热量原则,拆为内外分循环结算,并举例说明各自实际热力学功能。又就全机按定比热简化解出主要性能最有利的三个压气机压比,供分析及设计参考。

二、分排涡扇发动机

双函过程虽可分画在温熵图上(图1),但外函无加热源,按热力学第二定律不成其为循环,所以循环无法分析。推进效率却可分内外两股折算为推进功对有效功之比

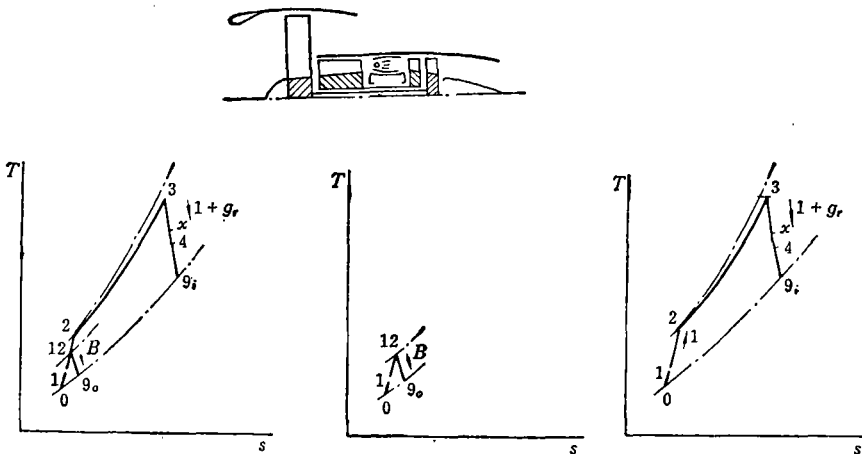


图1 分排涡扇发动机(状态点除0、9外均指总参数,下同)

Fig. 1 Separate Exhaust Turbofan (State points except 0, 9 refer to total parameters, same in Fig. 2)

1984年1月5日收到。

$$\eta_p = \frac{P}{W} = \frac{1}{1+B} \frac{W_i}{W} \frac{P_i}{W_i} + \frac{B}{1+B} \frac{W_o}{W} \frac{P_o}{W_o} = \alpha_w \eta_{pi} + \beta_w \eta_{po} \quad (1)$$

式中 α_w 、 β_w 为内外股气流有效功部分比。

从表 1 算例知，由于有效功向外函转移时存在涡轮及风扇流阻，热效率还不及相应的涡喷发动机，但因分股低速喷气提高推进效率，才改进了总效率、总推力及耗油率。

三、混排涡扇发动机

本文近似按等总压混合分析，对不等总压混合也适用。图 2 示热力过程拆为内外两分循环，外函压缩由内函‘借功’

$$W_{bor.} = B \Delta i_{1-12} J / \eta_m = (1+g_r) \Delta i_{x4} J \quad (2)$$

外函也由内函‘借热’（即借燃油 Bg_{r1} ）

$$Q_{bor.} = Bg_{r1} H_r \xi J = B \Delta i_{12-7} J = (1+g_r) \Delta i_{47} J = \Delta i_{22'} J \quad (3)$$

内函相当于尾喷管前回热循环，有趣的是这种回热竟可使冷流出口热超过热流进口 ($T_2' > T_4$)。

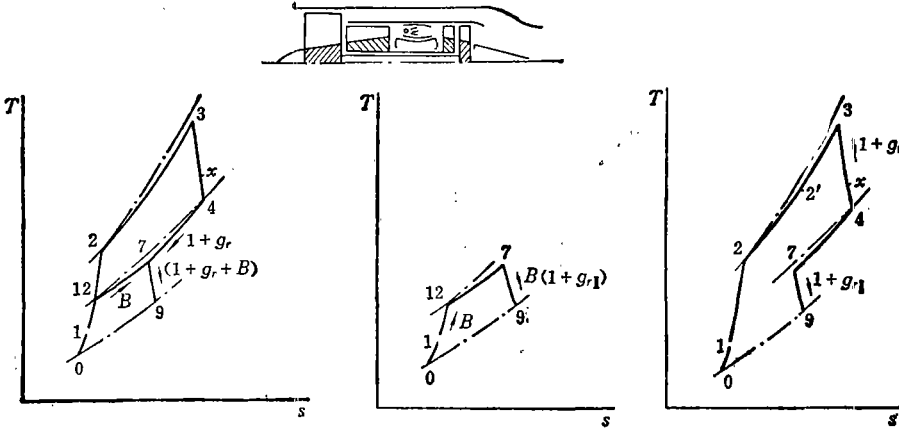


图2 混排涡扇发动机

Fig. 2 Mixed Exhaust Turbofan

图 3 示能量关系。内外循环性能结算，只要分别清理借功与借热：

$$W = \frac{1}{1+B} \left[\underbrace{\frac{(1+g_{r1})c_a^2 - V^2}{2g}}_{W_i} + W_{bor.} \right] + \frac{B}{1+B} \left[\underbrace{\frac{(1+g_{r1})c_a^2 - V^2}{2g}}_{W_o} - W_{bor.}/B \right] \quad (4)$$

α_c W_I β_c W_I

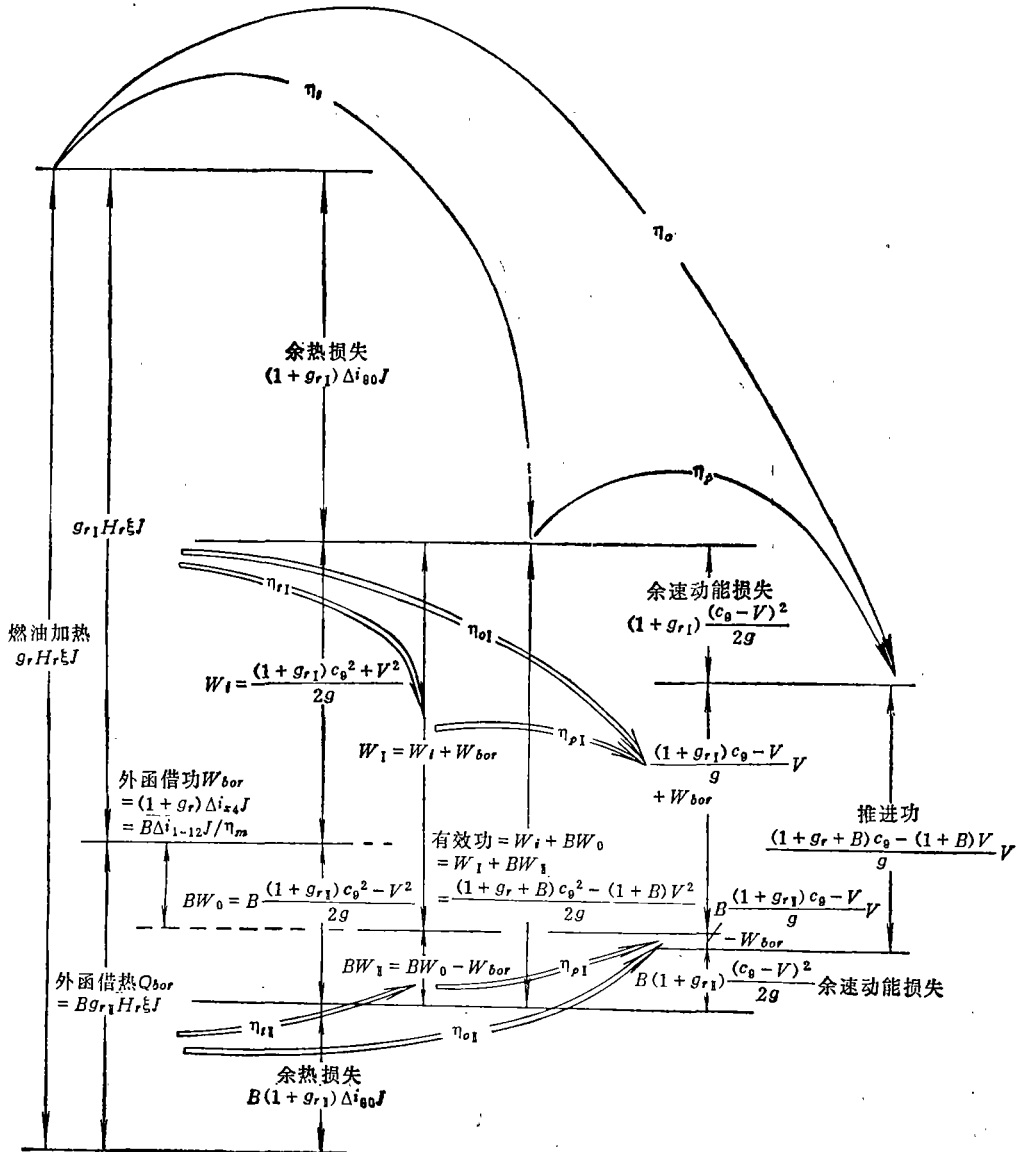
$$\eta_r = \frac{W}{g_r H_r J / 1+B} = \underbrace{\frac{g_{r1}}{g_r}}_{\alpha_o} \underbrace{\frac{W_I}{g_{r1} H_r J}}_{\eta_{r1}} + \underbrace{\frac{Bg_{r1}}{g_r}}_{\beta_o} \underbrace{\frac{W_o}{g_{r1} H_r J}}_{\eta_{r1}} \quad (5)$$

$$P = \frac{1}{1+B} \left[\underbrace{\frac{(1+g_{r1})c_a - V}{g}}_{\alpha_c} \cdot V + W_{bor.} \right] + \frac{B}{1+B} \left[\underbrace{\frac{(1+g_{r1})c_a - V}{g}}_{\beta_c} \cdot V - W_{bor.}/B \right] \quad (6)$$

α_c P_I β_c P_I

$$\eta_p = \frac{P}{W} = \frac{1}{1+B} \frac{W_1}{W} \cdot \frac{P_1}{W_1} + \frac{B}{1+B} \frac{W_1}{W} \cdot \frac{P_1}{W_1} \quad (7)$$

$$\eta_o = \frac{P}{g_r H_r J} = \eta_r \eta_p = \frac{g_{r1}}{g_r} \cdot \frac{P_1}{g_{r1} H_r J} + \frac{\beta g_{r1}}{g_r} \cdot \frac{P_1}{g_{r1} H_r J} \quad (8)$$



(注) 有效功减余速动能损失所得值仍小于推进功, 差值为 $g_{r1} \frac{V^2}{2g}$ 及 $B g_{r1} \frac{V^2}{2g}$, 此能量是由燃油随机飞行所带动能补足的

图3 分循环能量关系
Fig. 3 Energy Flow Chart of Subcycles

式中各 α 、 β 为相应部分比。相应地单位推力及耗油率分别为

$$R_{dw} = \underbrace{\frac{1}{1+B}}_{\alpha_G} \underbrace{\left[\frac{(1+g_{r1})c_q - V}{g} + \frac{W_{bor.}}{V} \right]}_{R_{dwI}} + \underbrace{\frac{B}{1+B}}_{\beta_G} \underbrace{\left[\frac{(1+g_{r1})c_q - V}{g} - \frac{W_{bor.}/B}{V} \right]}_{R_{dwI}} \quad (9)$$

$$C_K = \underbrace{\frac{1}{1+B} \frac{R_{dwI}}{R_{dw}}}_{\alpha_K} \underbrace{\frac{g_{r1} \times 3600}{R_{dwI}}}_{C_{RI}} + \underbrace{\frac{B}{1+B} \frac{R_{dwI}}{R_{dw}}}_{\beta_R} \underbrace{\frac{g_{r1} \times 3600}{R_{dwI}}}_{C_{RI}} \quad (10)$$

表1 性能参数算例

Table 1 Examples of Performance Composition

($H \geq 11\text{km}$, $M = 0.9$, $T_3^* = 1358\text{K}$, $\eta_{jk} = 0.99$, $\eta_f^* = 0.841$, $H_r = 10300$,
 $\xi = 0.97$, $\sigma_r = 0.96$, $\pi_k^* = 19.05$, $\eta_k^* = 0.778$, $\eta_T^* = 0.925$, $\eta_m = 0.99$,
 $\eta_{pk} = 0.9725$, $\sigma_{mix} = 0.97$)

	η_s	η_p	
涡喷发动机	46.39%	44.80%	
分排涡扇 $B = 5$ $\frac{c_{q0}}{c_{qi}} = 0.77$	39.81%	内股 $0.3105 \times 67.73\%$ $0.6895 \times 78.92\%$ 外股 } 75.45%	
混排涡扇 $B = 0.7$ $\pi_f^* = 3.328$	内分循环 $0.6854 \times 55.28\%$ $0.3146 \times 29.75\%$ 外分循环 } 47.25%	$0.8019 \times 65.54\%$ $0.1981 \times 2.66\%$ } 53.08%	
η_0	R_{dw}	$\frac{R}{G_T}$	C_R
20.78%	69.40	69.40	1.0455
30.04%	16.72	100.32	0.723
$0.6854 \times 36.23\%$ $0.3146 \times 0.79\%$ } 25.08%	$\frac{1}{1.7} \times 82.92$ $\frac{0.7}{1.7} \times 1.187$ } 49.27	83.75	0.9901×0.5998 0.0099×27.46 } 0.8664

由表 1 算例看出，就热效率而言，内循环虽因回热而很好，但外循环因低压低热而很差，致使全机只略高于相应涡喷发动机；因为推进效率高，才使总效率、总推力（由 R/G_T 反映）及耗油率明显优于涡喷发动机。至于单位推力 R_{dw} ，由于外函气流未充分

压缩及加热利用, 涡扇的值都低于涡喷发动机。

分循环法稍作调整, 可推广于外函加力、混合加力及双函加力发动机。但设计分析涡扇最有利参数时, 仍以按全机进行较简捷^[1~3]。

四、简化解析法

本法在发动机全过程设定比热, 以解出性能参数的主要基本情况。

双函等总压混合条件是

$$T_3^* \left[1 - \left(\frac{\pi_f^*}{\pi_k^* \sigma_r} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \eta_T^* = T_1^* \left[\frac{\pi_k^*}{\eta_k^*} - 1 + B \frac{\pi_f^*}{\eta_f^*} - 1 \right]$$

令 $x = \pi_k^*$, $f = \pi_f^*$ 及 $B' = B \eta_k^* / \eta_f^*$, $C = T_1^* / T_3^* \eta_T^* \eta_k^*$, $\tau_r = \sigma_r$, 则风扇压比有

$$f = \frac{(1+C+B'C)x - Cx^2}{B'Cx + 1/\tau_r} \quad (11)$$

由 $\frac{df}{dx} = 0$ 时

$$B'C^2x^2 + (2C/\tau_r)x - (1+C+B'C)/\tau_r = 0$$

解得风扇压比极大 (意味最有利加力推力及耗油率) 的压气机压比 $(\pi_k^*)_f$ 的

$$x_f = \frac{-1 + \sqrt{1 + B'(1+C+B'C)\tau_r}}{B'C\tau_r} \quad (12)$$

如不计燃烧室总压损失 ($\sigma_r = 1 = \tau_r$)、不分压气机与风扇效率 ($B' = B$), 即简化成 A. M. Люлька 式^[4]。

双函混合后

$$\begin{aligned} T_7^* &= \frac{T_4^* + BT_{1_2}^*}{1+B} = \frac{T_3^* + BT_1^*}{1+B} = \frac{T_3^* - T_1^* (\pi_k^*)^{\frac{k-1}{k}} - 1}{1+B} \eta_k^* + BT_1^* \\ &= \underbrace{\frac{T_3^* + (B+1/\eta_k^*)T_1^*}{1+B}}_P - \underbrace{\frac{T_1^*}{\eta_k^*(1+B)}}_Q x \end{aligned}$$

令 $\tau = \pi_v$, $\pi_{mix} = \sigma_{mix}$, 则尾喷管温降为

$$\begin{aligned} \Delta T_{7^*9} &= \eta_{pk} (P - Qx) \left(1 - \frac{1}{\tau \tau_{mix} f} \right) \\ &= \eta_{pk} (P - Qx) \frac{x^2 - \overbrace{\{1 + B'(1 - 1/\tau \tau_{mix}) + 1/C\}}_{G_1} x + \overbrace{1/\tau \tau_{mix} \tau_r C}_{G_2}}{x^2 - \underbrace{(1 + B' + 1/C)}_{G_3} x} \end{aligned}$$

单位推力是

$$R_{dw} = \left\{ \sqrt{2gc_p J \eta_{pk} \left[\frac{(P - Qx)(x^2 - G_1 x + G_2)}{x^2 - G_3 x} \right]} - V \right\} / g \quad (13)$$

由上式 $\frac{d[\quad]}{dx} = 0$ 得知, 推力极大的压气机压比 $(\pi_k^*)_R$ 的 x_R 有

$$x^4 - 2G_3x^3 - \left(\frac{G_1 - G_3}{Q} P + G_2 - G_1G_3 \right) x^2 + 2G_2 \frac{P}{Q} x - G_2G_3 \frac{P}{Q} = 0 \quad (14)$$

经过试算, x 从 1 到 3.727 ($\pi_k^* = 100$) 只有一个实根。

耗油率是

$$\begin{aligned} C_R &= \frac{T_3^* - T_1^* \left[1 + \left(\pi_k^* \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] / \eta_k^*}{1 + B} \frac{c_p}{\xi H_r} \frac{3600}{R_{dw}} \\ &= \frac{\overbrace{T_3^* - T_1^* (1 - 1/\eta_k^*)}^K}{R_{dw}} - \frac{\overbrace{(T_1^*/\eta_k^*) x}^S}{(1+B)\xi H_r} \frac{3600c_p}{(1+B)\xi H_r} \\ &= \frac{3600}{(1+B)\xi H_r} \sqrt{\frac{c_p g}{2J}} \left\{ \frac{K - Sx}{\sqrt{\eta_{pk} \frac{(P-Qx)(x^2 - G_1x + G_2)}{x^2 - G_3x}} - \underbrace{V/\sqrt{2gc_p J}}_{V_1}} \right\} \quad (15) \end{aligned}$$

由上式 $\frac{d\{\quad\}}{dx} = 0$ 得知, 耗油率极小 $(\pi_k^*)_{C_R}$ 的 x_0 有

$$\begin{aligned} &\sqrt{\frac{(P-Qx)(x^2 - G_1x + G_2)}{x^2 - G_3x}} \left(\sqrt{\frac{(P-Qx)(x^2 - G_1x + G_2)}{x^2 - G_3x}} - \frac{V_1}{\sqrt{\eta_{pk}}} \right) \\ &+ \frac{Q \left(x - \frac{K}{S} \right) \left[x^4 - 2G_3x^3 - \left(\frac{G_1 - G_3}{Q} P + G_2 - G_1G_3 \right) x^2 + 2G_2 \frac{P}{Q} x - G_2G_3 \frac{P}{Q} \right]}{2(x^2 - G_3x)^2} \\ &= 0 \quad (16) \end{aligned}$$

表2 性能随压气机压比变化

Table 2 Variation of Performance with Compressor Pressure Ratio.

定比热 ($c_p = 0.24$ $k = 1.4$) 简化解 $\eta_k^* = 0.778$				变比热准确解 (η_p) $_k = 0.848$			
$\eta_T^* = 0.925$				$(\eta_p)_T = 0.91$			
π_k^*	π_f^*	$\frac{R}{G_1}$	C_R	π_k^*	π_f^*	$\frac{R}{G_1}$	C_R
2.97	1.791	67.7	1.2632	3.62	1.991	77.4	1.1769
4.93	2.244	74.1	1.0727	4.93	2.271	81.1	1.0768
6.90	2.530	76.1	0.9857	6.23	2.477	82.9	1.0164
8.87	2.720	76.6	0.9328	8.85	2.753	83.9	0.9442
12.26	2.911	75.8	0.8754	12.25	2.947	83.1	0.8908
15.65	2.997	74.3	0.8383	15.64	3.034	81.3	0.8573
19.04	3.020	72.3	0.8119	19.04	3.057	79.2	0.8341
27.02	2.938	67.2	0.7716	25.08	3.007	75.0	0.8072
34.99	2.766	62.0	0.7484	31.12	2.894	70.7	0.7913
42.97	2.559	56.7	0.7358	37.16	2.750	66.3	0.7827
50.94	2.343	51.4	0.7317	43.20	2.592	62.0	0.7799
52.45	2.302	50.4	0.7318	48.20	2.458	58.4	0.7815
58.62	2.138	46.4	0.7357	53.20	2.323	54.9	0.7867
65.28	1.967	41.9	0.7465	58.20	2.191	51.4	0.7956
72.47	1.791	37.1	0.7679	63.20	2.061	47.8	0.8090

高次方程试算, x 从 1 到 3.727 也只有 1 个实根。

图 4 及表 2 列出性能算例。比较用的变比热准确解, 除加考虑机械效率 $\eta_m = 0.99$ 、燃油量 g_r 、外函总压系数 $\sigma_1 = 0.99$ 及尾喷管效率 $\eta_{pk} = 0.9725$ 之外, 还引入各冷却空气系数: 燃烧室 $\gamma = 0.91$, 涡轮带压气机 $\gamma_k = 0.9456$ 、带风扇 $\gamma_f = 0.97$; 为计入压气机、涡轮效率水平随压比变化, 取大致与表 1 算例相当的多变效率 $(\eta_p)_k = 0.848$ 、 $(\eta_p)_T = 0.91$ 定值, 即设级效率近于不变。图中加大符号, 表中划横底线, 表明各最有利参数。一般起始数据同表 1。

可见简化解除能反映变化趋势外, 它还可快速估计推力及风扇压比最有利的两压气机压比。

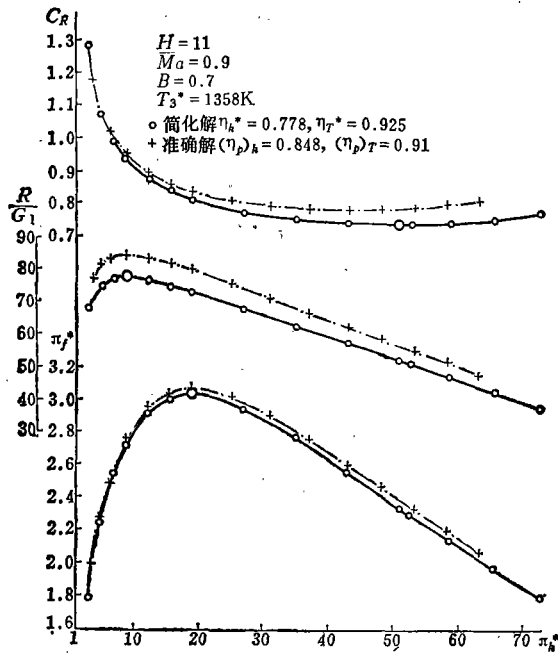


图 4 性能随压气机压比变化

Fig. 4 Variation of Performance with Compressor Pressure Ratio

参 考 文 献

- [1] 崔济亚, 混合排气涡扇发动机最有利循环参数的近似解析解, 工程热物理学报, 第 2 卷, 第 2 期, (1981)。
- [2] 崔济亚, 混合排气涡扇发动机最有利循环参数的研究, 北京航空学院科研报告, BH-B557, (1980)。
- [3] 崔济亚, 刘彦, 胡松岩, 混排涡扇最有利循环参数改进近似解析解, 工程热物理学报第 4 卷, 第 3 期, (1983)。
- [4] Шляхтенко, С. М., Сосунова, В. А., Теория Двухконтурных Турбореактивных Двигателей, МАШГИЗ, МОСКВА, (1979)。
- [5] Hartmann, A., NASA TTF 12562, 隧道风扇喷气发动机中的混合研究, 周晓青译, 沈阳航空发动机研究所 (1974)。

THERMODYNAMIC ANALYSIS OF TURBOFAN ENGINES

Cui Jiya

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

Based on the thermodynamic principles, a mixed exhaust turbofan cycle is split into an inner "regenerative" subcycle and an outer simple subcycle (Fig. 2) with the borrowed work (Eq. 2) and the borrowed heat (Eq. 3) refunded to the inner subcycle. The performance of the engine is shown to be composed of subcycles' performances through respective fraction ratios α and β as in Eqs. 4~10. Fig. 3 gives a thorough view of the energy and efficiency relation in the subcycles as well as for the whole engine. The illustrated example in Table 1 indicates that, although combined with an efficient inner regenerative subcycle, a low compression and low heating outer subcycle gives a thermal efficiency inferior to the corresponding simple jet engine. The overall efficiency, thrust and specific fuel consumption are better only due to high propulsive efficiency. The respective functions of two subcycles in the engine are thus elucidated.