

## 第20回 ガスタービンのサイクル

### 1. ブレイトンサイクルとは

ブレイトンサイクルはガスタービン機関の空気標準サイクル。

ブレイトンはピストンシリンダ方式のガスタービン機関を最初に製作した米国人。

### 2. ガスタービン機関の概要

圧縮機, 燃焼器, タービンから構成される。(圧縮, 加熱, 膨張が別々の機器)

通常は内燃方式のオープンサイクル(排気を大気放出)。

高出力, 軽量で比較的小型にできる。

高速回転で振動が少ない。

低質燃料が使える。

ジェットエンジンもガスタービンの一種。

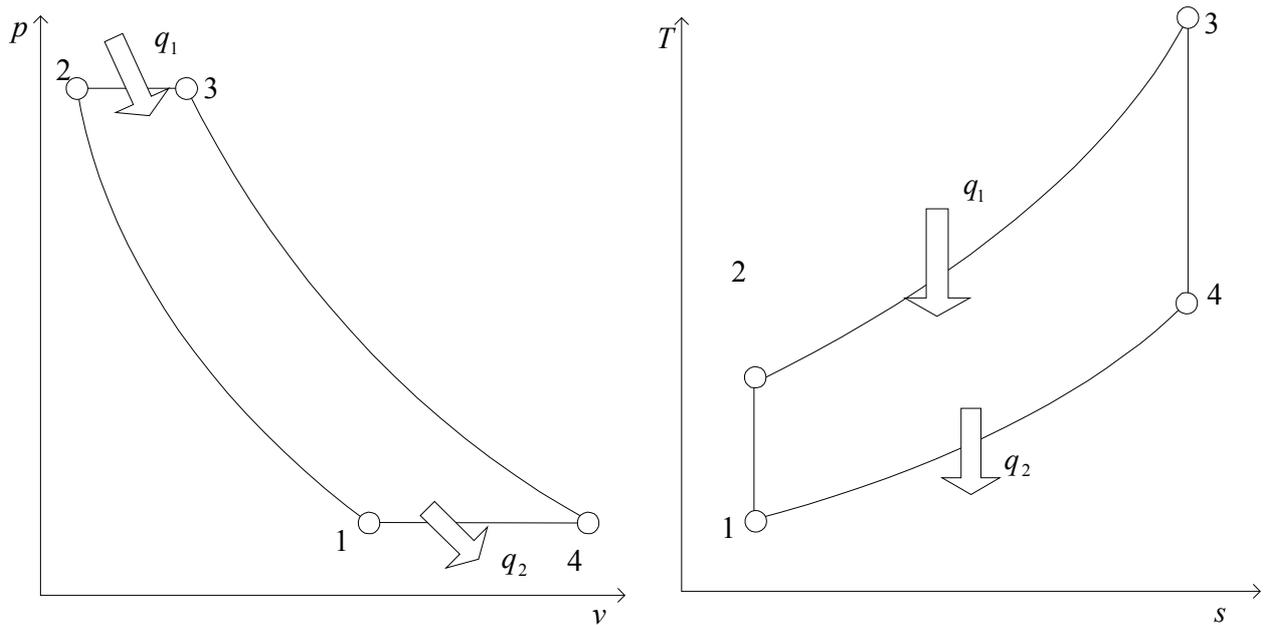
用途 火力発電用 --- 蒸気タービンとのコンバインドサイクル, 又はガスタービン単独

航空機用 --- プロペラ機(ターボプロップ), ジェット機(ターボファン, ターボジェット),

ヘリコプタ(ターボシャフト)

その他 --- 鉄道, 船舶,

### 3. サイクル詳細



### サイクルの各部分

1: 給気

1~2: 圧縮機(断熱圧縮)

2~3: 燃焼器(等圧加熱)                      加熱量  $Q_1 = G c_p (T_3 - T_2)$

3~4: タービン(断熱膨張)

4~1: 排気および給気(等圧冷却)              冷却量  $Q_2 = G c_p (T_4 - T_1)$

各点の圧力, 体積, 温度をまとめて表に示す。

	p	v	T
1	$p_1$	$v_1$	$T_1$
2	$p_1 r$	$v_1 / r^{1/\kappa}$	$T_1 r^{(\kappa-1)/\kappa}$
3	$p_1 r$	$v_1 \phi / r^{1/\kappa}$	$T_1 \phi r^{(\kappa-1)/\kappa}$
4	$p_3 / r$	$v_1 \phi$	$T_1 \phi$

$$r = \frac{p_2}{p_1} = \frac{p_3}{p_4} \quad (\text{圧力比}), \quad \phi = \frac{v_3}{v_2} \quad (\text{縮切比とは言わない})$$

#### 4. 熱効率

$$\eta = 1 - \frac{q_2}{q_1} = 1 - \frac{c_p(T_4 - T_1)}{c_p(T_3 - T_2)} = 1 - \frac{1}{r^{(\kappa-1)/\kappa}}$$

(1) 熱効率の式において,

$$\frac{p_2}{p_1} = \left( \frac{v_1}{v_2} \right)^\kappa \quad r = \epsilon^\kappa$$

を用いると, Otto サイクルと同一の形の式  $\eta = 1 - \frac{1}{\epsilon^{\kappa-1}}$  となる。

(2) 熱効率を向上させるには圧力比  $r$  を大きくすれば良い

(3) 圧力比の上限は, タービン入口のガス温度の制約で抑えられる。

タービン入口ガス温度は

800~900 °C 以下。

水冷翼で 1200 ~ 1300 °C 以下。

#### 5. 再生ブレイトンサイクル

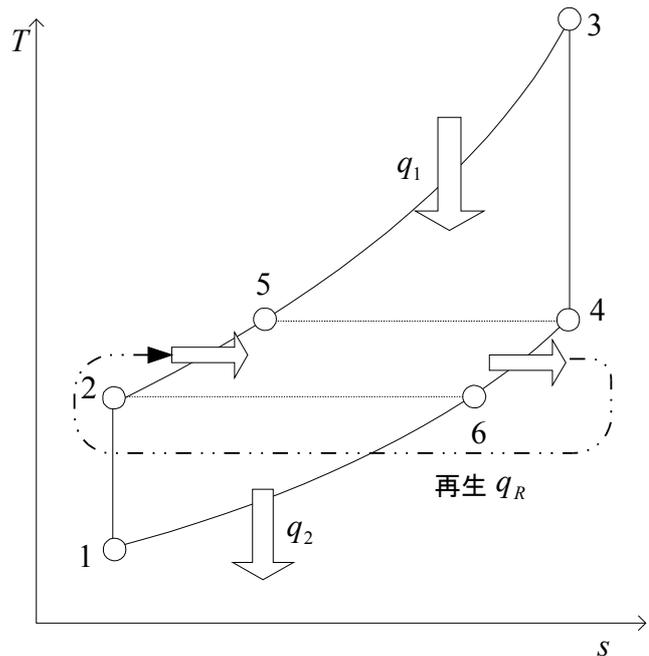
タービンを出た排気の熱を回収して,  
燃焼前の圧縮空気を予熱(再生)。

4→6 の変化の放熱量で 2→5 の加熱  
(比熱が等しければ熱量も等しい)。

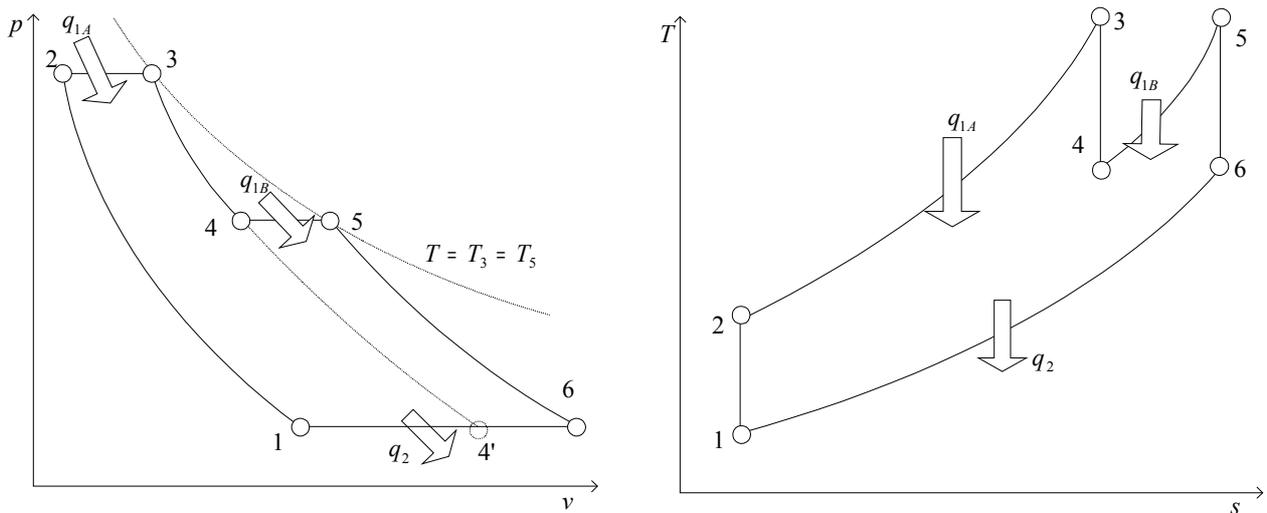
$$T_6 \geq T_2 \quad T_5 \leq T_4$$

$$\eta = 1 - \frac{T_6 - T_1}{T_3 - T_5}$$

$$\leq 1 - \frac{T_2 - T_1}{T_3 - T_4} = 1 - \frac{T_2}{T_3} \text{ or } 1 - \frac{T_1}{T_4}$$



## 6. 再熱サイクル



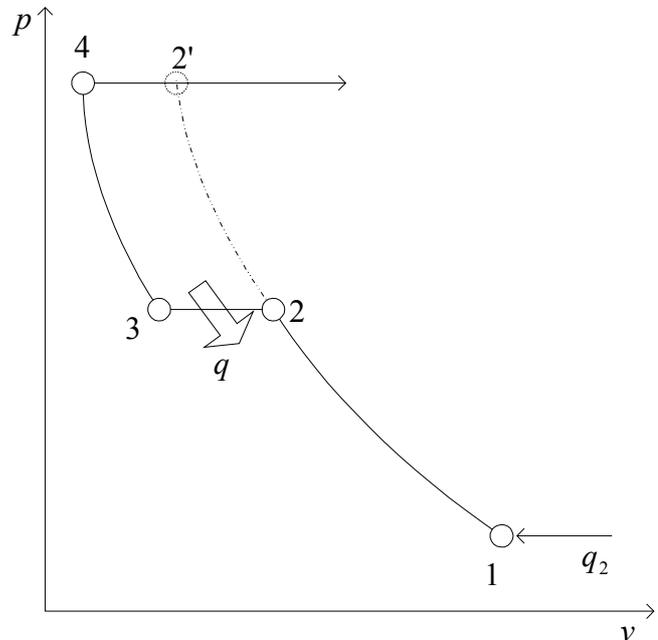
- (1) タービンを2つに分け、高圧タービンと低圧タービン  
 4 5: ガスに燃料を噴射し再度燃焼加熱(再熱, 再熱器)  
 5 6: 低圧タービン
- (2) 図の 4-5-6-4' で囲まれる部分の仕事量が増加する。
- (3) 熱効率も少し向上する。
- (4) タービンの分けかたは、各圧力比を等しくする時が仕事最大となる。  

$$p_4 = \sqrt{p_2 p_6}$$
- (5) 再熱段数を大きくすると、等温膨張に近づく。

## 7. 圧縮機の中間冷却

- (1) 圧縮機を2つに分ける。
- (2) 中間冷却器 2 3  
 最大常温まで冷却(等圧冷却)。  
 $T_3 \geq T_1$
- (3) 所要仕事が増加する。  
 面積 2342' 相当の仕事削減
- (4) 中間圧力  
 $p_2 = \sqrt{p_1 p_4}$  の時, 所要仕事が最小。
- (5) 中間冷却の段数を大きくすると,  
 等温圧縮に近づく。

無限段中間冷却, 無限段再熱を行うと,  
 --> エリクソンサイクル  
 再生エリクソンサイクルは,  
 カルノーサイクルと等価。



## 8. ターボジェット

構成

- (1) 1 1': ディフューザ
- (2) 1' 2: 圧縮機
- (3) 2 3: 燃焼
- (4) 3 3': タービン
- (5) 3' 4: ノズル
- (6) 4 1 : 排気および給気

特性

- (1) 圧縮の一部をディフューザで行う。  
ジェットエンジン内の空気速度無視

$$w_{11'}^* = \frac{1}{2} c_1^2$$

- (2) 圧縮機を仕事 = タービン仕事

$$w_{1'2}^* = w_{33'}^*$$

- (3) ノズル内での膨張

$$w_{3'4}^* = \frac{1}{2} c_4^2$$

作業流体に対してする仕事

$$w = \frac{1}{2} (c_4^2 - c_1^2) = w_{3'4}^* - w_{11'}^* = (w_{34}^* - w_{33'}^*) - (w_{12}^* - w_{1'2}^*) = w_{34}^* - w_{12}^* \quad \text{サイクルの面積}$$

- (4) 高速になるほど、ディフューザとノズルの比率が高くなる。  
従って、高速になるほど出力が増加し、圧力比も高くなる。  
圧縮機・タービンがなくディフューザとノズルだけのジェット機関=ラムジェット。

- (5) 再熱は容易に可能(アフターバーナ)。

- (6) 熱機関としての効率は元のガスタービンと同一である。

$$\eta = \frac{\text{流体に与えたエネルギー}}{\text{加熱量}} = \frac{w}{q}$$

- (7) 船舶、航空機には推進効率がある。

$$\begin{aligned} \text{推進効率} &= \frac{\text{推進に使われたエネルギー}}{\text{作業流体に与えたエネルギー}} = \frac{(\text{推力}) \times (\text{速度})}{\text{作業流体に与えたエネルギー}} \\ &= \frac{(c_4 - c_1) c_1}{(1/2)(c_4^2 - c_1^2)} = \frac{2}{c_4/c_1 + 1} \end{aligned}$$

つまり、ジェット機の数  $c_1$  が  $0 \sim c_4$  の間で変化すると、

推進効率は  $0 \sim 1$  まで変化する。

推進効率  $1$  の時は、噴出したガスは静止。

