

**КОМПЬЮТЕРНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ УЗЛОВ И
ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК
(СУ)**

Лекция №4

Основы рабочего процесса ГТД

Авиационный двигатель необходимо рассматривать как машину, в которой тепловая энергия в основной камере сгорания преобразуется в механическую работу.

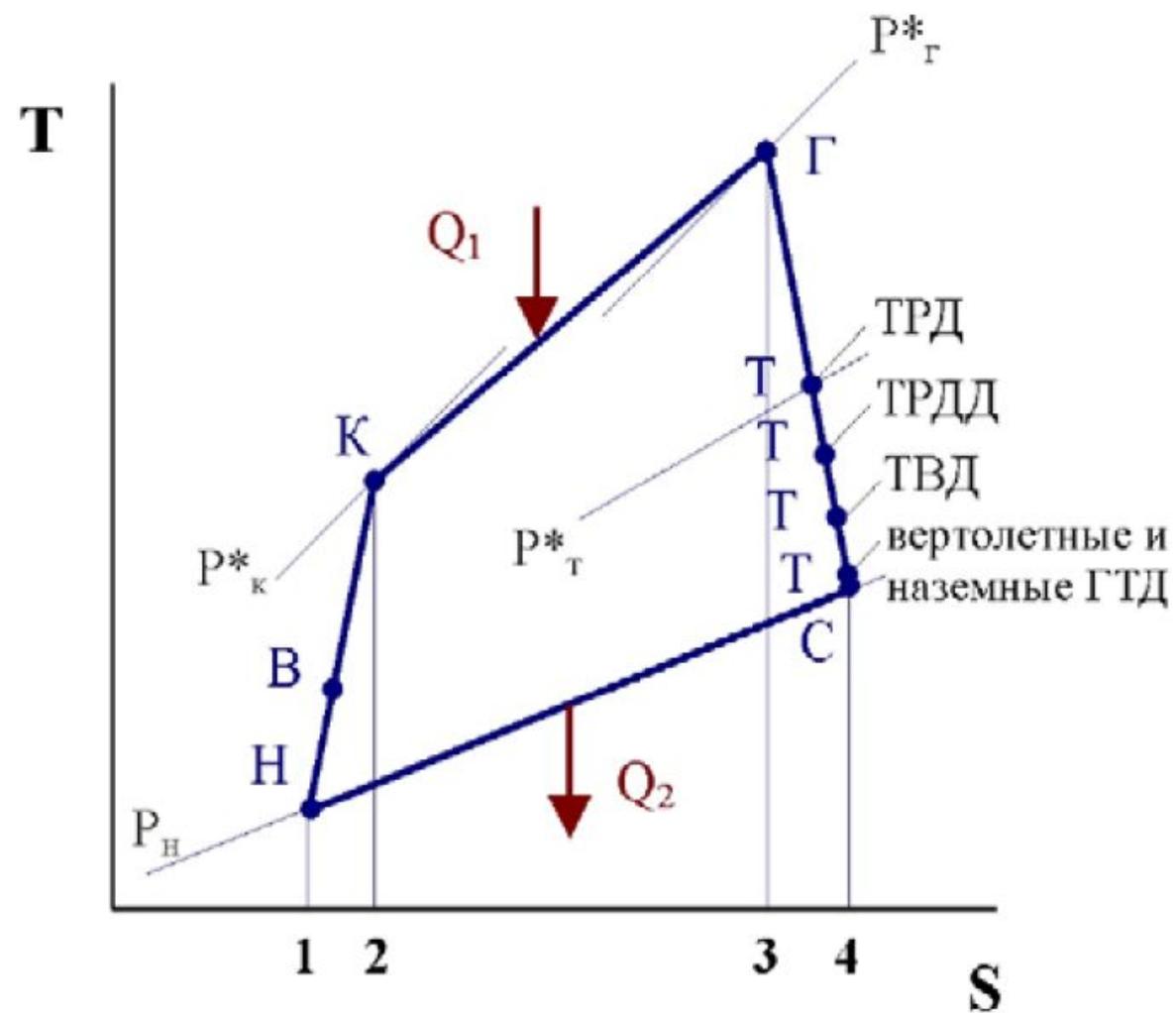
В зависимости от типа авиационного двигателя механическая работа получается в виде:

- ТРД и ТРДД: в форме приращения кинетической энергии струи рабочего тела;
- в вертолетном ГТД: в виде работы на валу силовой турбины;
- в ТВД: в виде работы на валу и приращения кинетической энергии.

Авиационный двигатель необходимо оценивать как средство преобразования полученной механической работы в полезную работу силы тяги по перемещению летательного аппарата. В этом случае эффективность оценивается как эффективность движителя.

Эффективность наземного и морского ГТД, предназначенных для производства мощности на валу, может оцениваться как эффективность движителя.

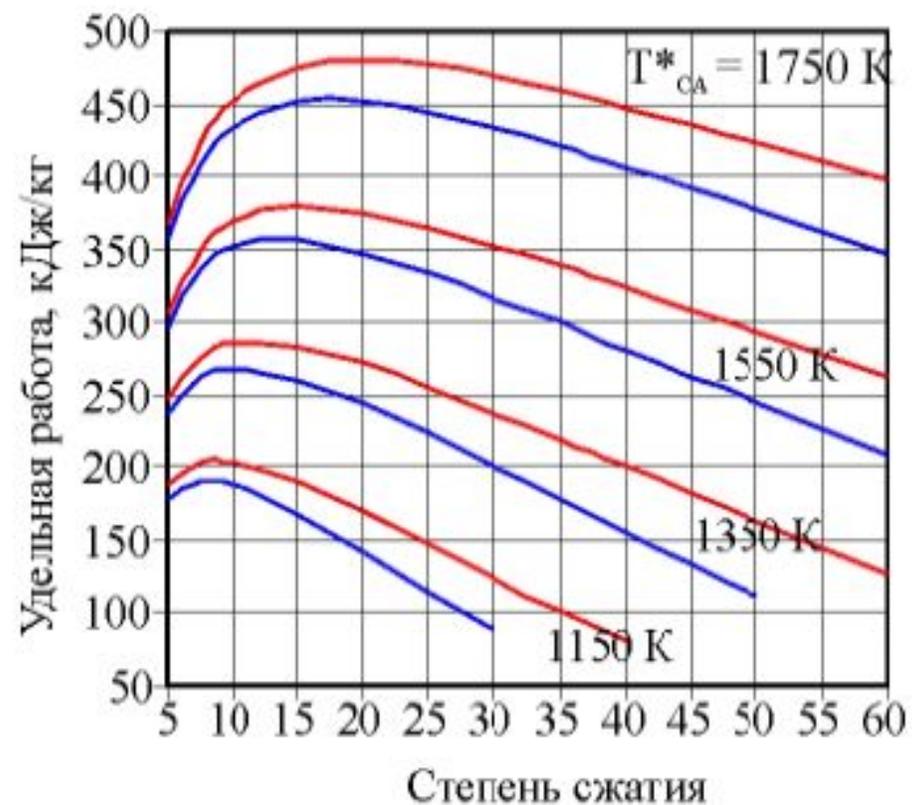
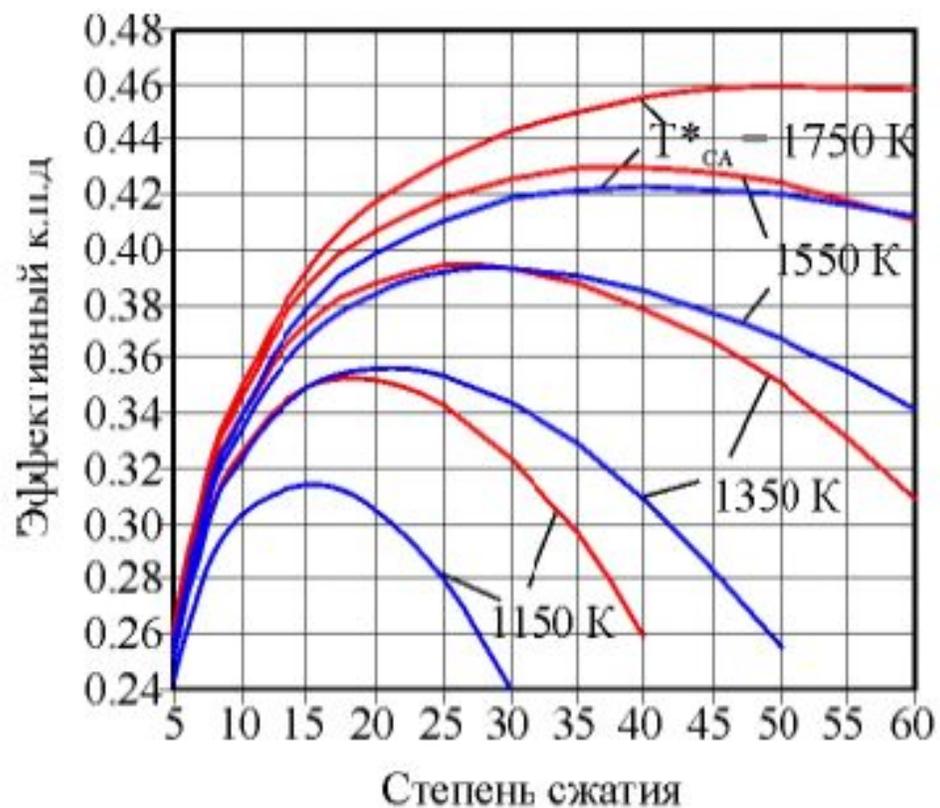
Простой газотурбинный цикл – цикл Брайтона



Основные показатели цикла:

1. Удельная работа $L_{уд}$;
2. Эффективный КПД цикла: $\eta_E = \frac{L_{ц}}{Q}$
3. Температура газа перед турбиной;
4. Суммарная степень сжатия: π_{Σ}^*
5. Уровень КПД узлов;
6. Гидравлические потери по тракту;
7. Расход воздуха на охлаждение турбины.

Зависимость эффективного КПД цикла и удельная работа цикла от суммарной степени сжатия, температуры газа перед турбиной и КПД узлов.



Для любого типа ГТД повышение температуры газа перед турбиной означает улучшение удельных параметров двигателя:

- Повышение удельной тяги ТРД и ТРДД;
- Повышение удельной мощности и экономичности ТВД, вертолетных ГТД, наземных и морских ГТД;
- Снижение удельной массы всех типов ГТД;
- Повышение лобовой тяги ТРД и ТРДД.

Максимально достижимая температура (стехеометрическая) определяется из условия полного использования в процессе горения кислорода воздуха в ОКС.

Фактическая величина температуры газа перед турбиной ограничивается, в основном, технологическими возможностями.

Оптимальная степень сжатия компрессоров π_{Σ}^*

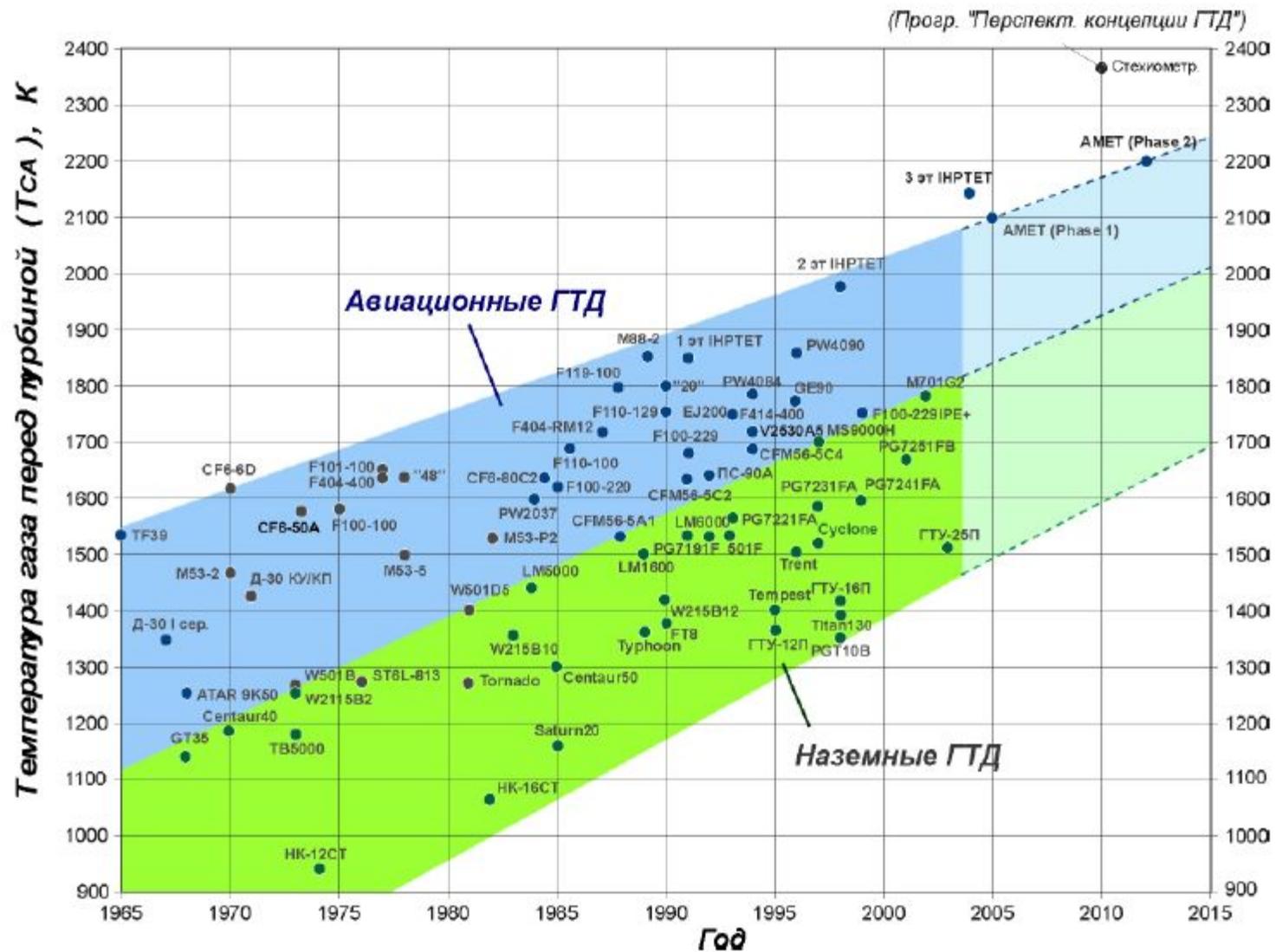
Необходимо отметить, что ГТД с более высокими π_{Σ}^* имеют и более высокие T_{Γ}^* ;

Степень сжатия в современных наземных ГТД достигает $\pi_{\Sigma}^* = 30 \dots 35$;

Степень сжатия в современных авиационных ГТД достигает $\pi_{\Sigma}^* = 40 \dots 45$ и имеют тенденцию к дальнейшему повышению;

Выбор оптимальной степени сжатия ГТД зависит от назначения двигателя, режимов эксплуатации, размерности;

Выбор степени сжатия является одной из задач оптимизации параметров ГТД с целью обеспечения наилучших характеристик двигателя и объекта его применения при минимальной стоимости жизненного цикла.



Эволюция температуры газа перед турбиной по годам.

Применение сложных циклов в ГТД.

Совершенствование простого цикла ГТД ограничивается технологическими и конструктивными возможностями.

Возможным направлением улучшения характеристик ГТД является применение усложненных схем для реализации сложных циклов.

Сложным циклом называют цикл ГТД, содержащий дополнительные термодинамические процессы, не входящие в простой цикл:

- Промежуточный подогрев в процессе расширения;
- Промежуточное расширение в процессе сжатия;
- Утилизация тепла выхлопных газов;
- Увлажнение циклового воздуха.

Применение сложных циклов в ГТД.

Утилизация отводимого из цикла тепла реализуется посредством:

- Производством перегретого пара высокого давления и впрыском его в ОКС или срабатыванием его в отдельной паровой турбине;
- Использование тепла выхлопных газов для повышения теплотворной способности топлива (т.н. химическая регенерация);
- Утилизация тепла выхлопных газов в дополнительном утилизационном цикле;

Для значительного улучшения характеристик ГТД перечисленные процессы и способы утилизации тепла могут применяться в различных сочетаниях.

Регенеративный цикл.

Применение регенеративного в авиационных ГТД ограничилось и не получило широкого развития из-за значительного веса, габаритов теплообменника и низкой надежности;

В наземных ГТД регенеративный цикл применяется достаточно широко. Утилизация тепла осуществляется в теплообменниках-рекуператорах и позволяет повысить КПД цикла на 20...30%.

При этом удельная работа снижается из-за гидравлических потерь в рекуператоре.

Таким образом, очевидно, что регенерация тепла возможна, если температура выхлопных газов существенно выше температуры воздуха за компрессором, т.е. при небольшой степени сжатия (4...10).

В настоящее время регенеративный цикл используется в ГТД небольших размерностей и мощностей (до 16...20 МВт).

Комбинированный парогазовый цикл

Комбинированный парогазовый цикл (КПГЦ) широко используется в наземных ГТД (ПГУ).

КПГЦ является комбинацией простого газотурбинного цикла и парового цикла Ренкина.

В ПГУ тепло выхлопных газов ГТД используется в котле-утилизаторе для производства перегретого пара и выработке дополнительной мощности в конденсационной паровой турбине.

Увеличение мощности и КПД ПГУ составляет около 50%.

Уровень КПД современных ПГУ с высокими параметрами циклами достигает 58...60%.

Авиационный газотурбинный двигатель как движитель

При реализации термодинамического цикла авиационного ГТД получается механическая работа. Ее необходимо преобразовать в полезную работу силы тяги, с помощью которой осуществляется движение ЛА.

ТРД и ТРДД относятся к двигателям прямой реакции – они одновременно выполняют функции двигателя и движителя.

Для получения достаточной тяги необходимо иметь избыток скорости истечения из сопла W_c над скоростью полета V_n . Однако, этот же избыток обуславливает потерю части кинетической энергии.

$$\eta_n = \frac{N_{\text{тяги}}}{N_{\text{расп}}} = \frac{RV_n}{G_r \frac{W_c^2}{2} - G_v \frac{V_n^2}{2}}$$

$$\eta_n = \frac{2(V_n/W_c)}{1 + (V_n/W_c)}$$

$$\eta_n = \eta_v$$

Полный КПД и топливная экономичность ГТД

Для авиационной СУ с ГТД общая эффективность преобразования химической энергии топлива в полезную работу передвижения ЛА определяется полным (общим) КПД.

$$\eta_o = \eta_e \eta_{\pi}$$

Величина полного КПД определяет удельный расход топлива СУ, т.е. ее экономичность.

$$C_R = \frac{G_{\text{т час}}}{R} = \frac{V_{\pi} 3600}{\eta_o (H_u + V_{\pi}^2 / 2)}$$

$$C_R = \frac{V_{\pi} 3600}{\eta_o H_u}$$

$$C_e = \frac{G_{\text{т час}}}{N_{\text{эвб}}} = \frac{\eta_{\text{в}} 3600}{\eta_o H_u}$$

Для наземных ГТД окончательным полезным эффектом является мощность на выходном валу.

$$C_e = \frac{3600}{\eta_e H_u}$$

Зависимость удельного расхода топлива от эффективного и полетного КПД

