

ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИМЕНЯЕМЫХ НА САМОЛЕТАХ ДВИГАТЕЛЕЙ. ВЗАИМНОЕ ВЛИЯНИЕ ВИНТА И САМОЛЕТА



Сибилев А.Р.

ИЛ-41

ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИМЕНЯЕМЫХ НА САМОЛЕТАХ ДВИГАТЕЛЕЙ

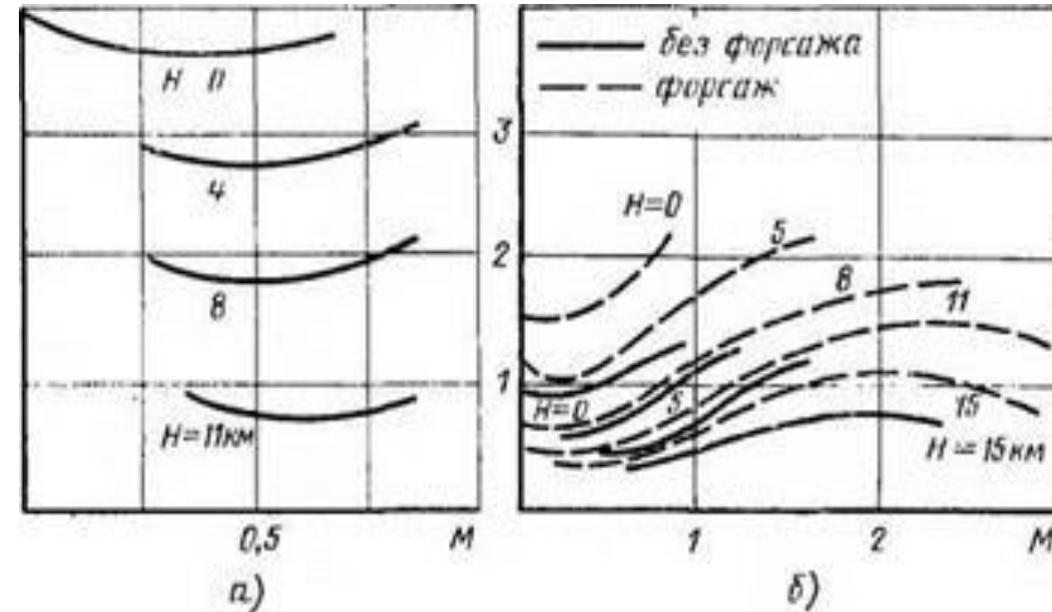
- На современных самолетах применяются силовые установки с турбореактивными (ТРД) воздушно-реактивными двигателями (в том числе двух контурными ДТРД и форсажными ТРДФ) и турбовинтовыми (ТВД).
- В воздушно-реактивных двигателях в качестве окислителя используют атмосферный кислород, поэтому их характеристики существенно зависят от параметров потока воздуха на входе в воздухозаборники, а значит от высоты и скорости (числа M) полета. Необходимое изменение параметров потока воздуха в камере сгорания двигателя может обеспечиваться за счет его предварительного сжатия в компрессоре. К бескомпрессорным воздушно-реактивным двигателям относятся ПВРД.
- К компрессорным относятся ТРД, ДТРД и ТРДФ. В компрессорных воздушно-реактивных двигателях поступающий в двигатель воздух сжимается как при торможении во входном устройстве, так и в компрессоре, приводимом в движение газовой турбиной. Благодаря использованию компрессора, в этих двигателях достигается высокое сжатие поступающего воздуха, что обеспечивает необходимые тяговые характеристики двигателя и возможность получения тяги при работе двигателя на месте.

ТИПЫ ПРИМЕНЯЕМЫХ НА САМОЛЁТАХ ДВИГАТЕЛЕЙ

- На многих ТРД для дополнительного сжигания топлива за турбиной устанавливают форсажную камеру. Такие двигатели называются форсажными (ТРДФ). Возможность дополнительного сжигания топлива обеспечивается наличием в продуктах сгорания свободного кислорода, не использованного при реакции горения в основных камерах двигателя. При этом повышение температуры газов за турбиной приводит к увеличению скорости истечения газов из сопла двигателя. Это позволяет при включении форсажа увеличить тягу на 50 % и более. Естественно, при этом возрастает и расход топлива. Время работы двигателя на форсажном режиме ограничено.
- В последние годы широкое распространение получили двухконтурные турбореактивные двигатели (ДТРД). Двухконтурный турбореактивный двигатель — это газотурбинный двигатель, в котором избыточная мощность турбины передается компрессору или вентилятору, заключенному в кольцевой капот. Пространство внутри этого капота называется вторым контуром. Туннельное расположение компрессора внешнего контура позволяет сохранить высокий КПД компрессора на больших скоростях полета, а также, в случае необходимости, увеличивать тягу сжиганием дополнительного количества топлива за компрессором 'внешнего контура. После сжатия в компрессоре воздух выбрасывается через реактивное сопло внешнего контура.
- Двухконтурные двигатели бывают с различным коэффициентом двухконтурности — ности. Коэффициентом двухконтурности называется отношение количества воздуха, проходящего через внешний контур, к количеству воздуха, проходящего через внутренний контур. В настоящее время применяются двигатели с коэффициентом двухконтурности от нуля до 8 ... 10.

Характеристики ТРД

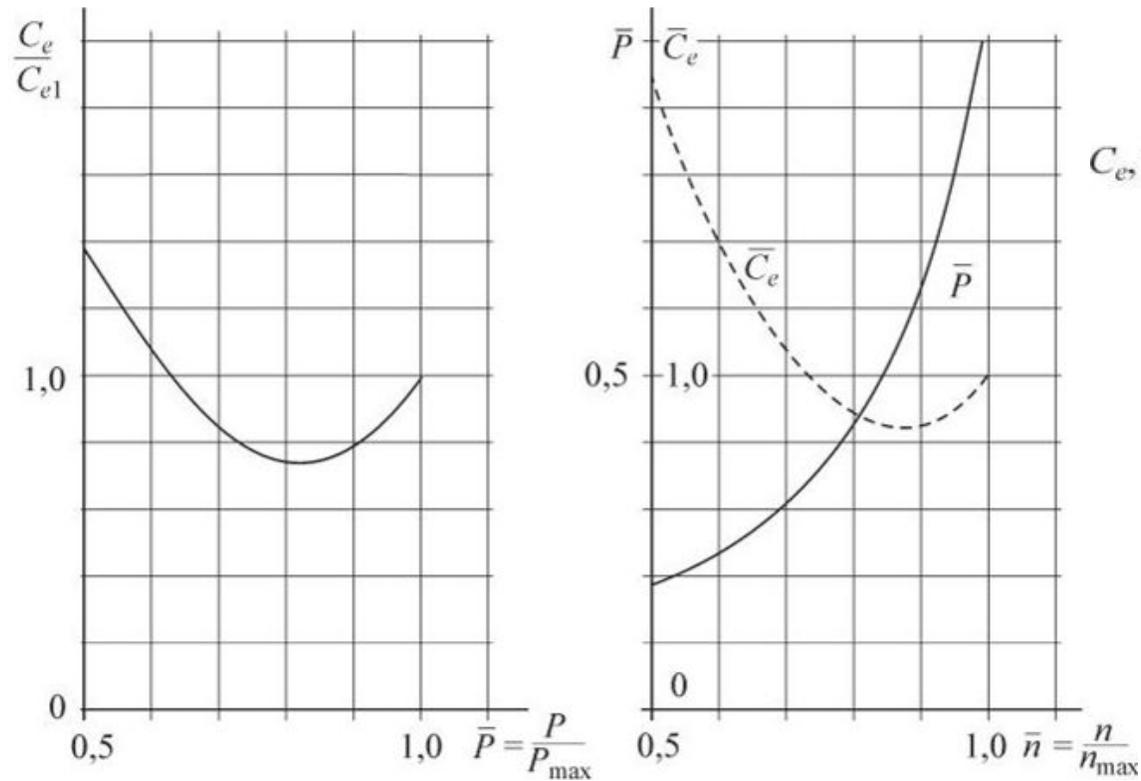
- Характеристики ТРД — зависимости тяги и удельного расхода топлива от высоты и скорости полета — называют высотно-скоростными или полетными характеристиками двигателя. На рис. приведены типичные высотно-скоростные характеристики ТРД для определенного режима работы двигателя



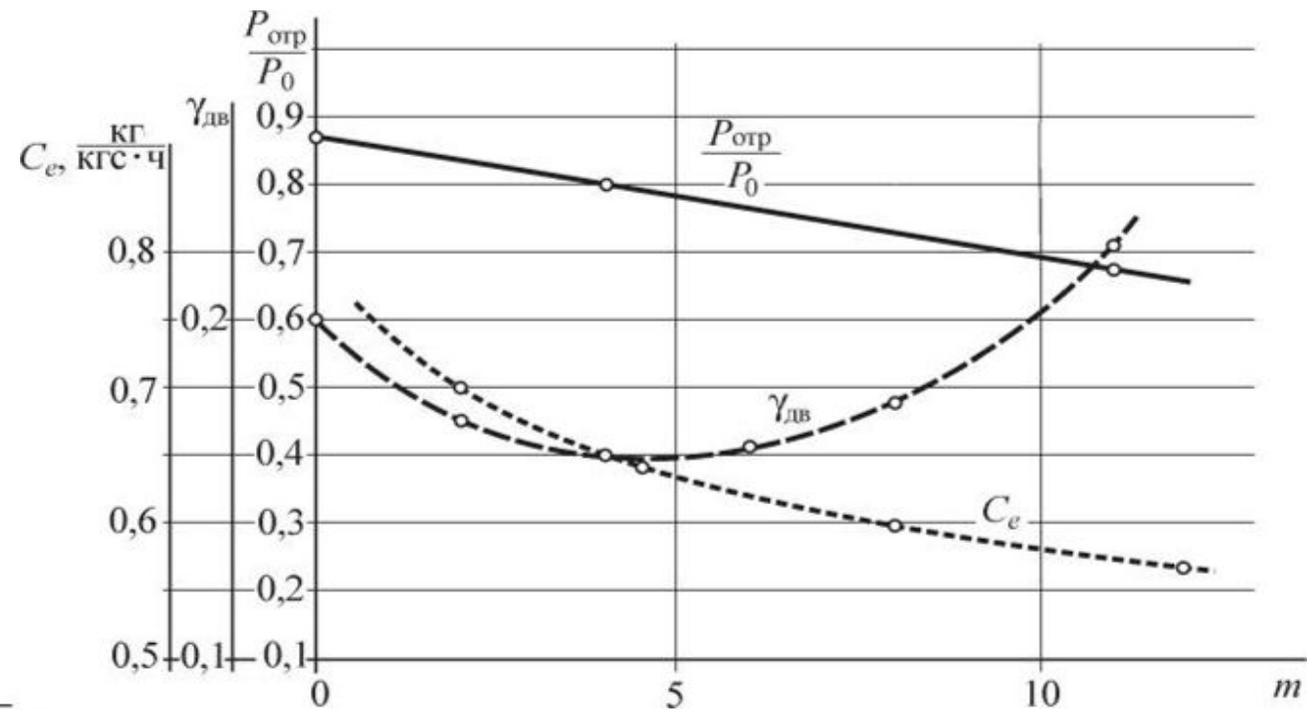
Типичное изменение тяги ТРД по высоте и числу M полета:
а — дозвуковой;
б — сверхзвуковой двигатель

Дроссельная характеристика

- Удельный расход топлива C_e , т.е. расход массы топлива, затрачиваемый двигателем для создания единицы тяги в единицу времени (час), при постоянном числе оборотов с увеличением числа M увеличивается, с увеличением же высоты полета до 11 км уменьшается, а затем остается постоянным при $M = \text{const}$.
- Дроссельная характеристика ТРД представляет собой зависимость удельного расхода топлива от тяги (при постоянных Y и M полета) или удельного расхода и тяги от числа оборотов ротора двигателя. Дроссельная характеристика ТРДД отличается от аналогичной характеристики одноконтурного ТРД меньшим значением удельного расхода. Для ТРДД с τ — 0,5...2,0 при $H = 11$ км и $M = 0,8$ удельный расход $C_e = 0,08 \dots 0,058 \frac{\text{кг}}{\text{м} \cdot \text{час}}$.



Дроссельная характеристика ТРД при $H = \text{const}$ и $M = \text{const}$:



Влияние степени двухконтурности ГТД на его характеристики (— взлетная тяга; P_0 — взлетная тяга при $T = 0$)

Взаимное влияние винта и самолета

- При определении летно-технических характеристик самолета можно использовать диаграмму характеристик винта без внесения каких-либо поправок в КПД винта, если условия испытаний в АДТ, по результатам которых построена эта диаграмма, соответствуют реальным условиям работы винта на самолете. В случае когда условия испытаний отличаются от реальных условий работы винта на самолете, в значения КПД винта необходимо вносить поправки $K_{\text{щ}}$, учитывающие взаимное влияние винта и самолета, а также $K_{\text{цм}}$, учитывающие влияние сжимаемости воздуха на характеристики винта, т.е.

использовать величину

где η — КПД винта без учета его установки на самолет и сжимаемости. Коэффициент влияния на эффективность винта его установки на конкретный самолет

$$K_{\eta\phi} = 0,985 \frac{K_{\phi}}{K_{\phi\text{исп}}},$$

Коэффициент влияния на эффективность винта его установки на конкретный самолет

Коэффициент влияния на эффективность винта его установки на конкретный самолет

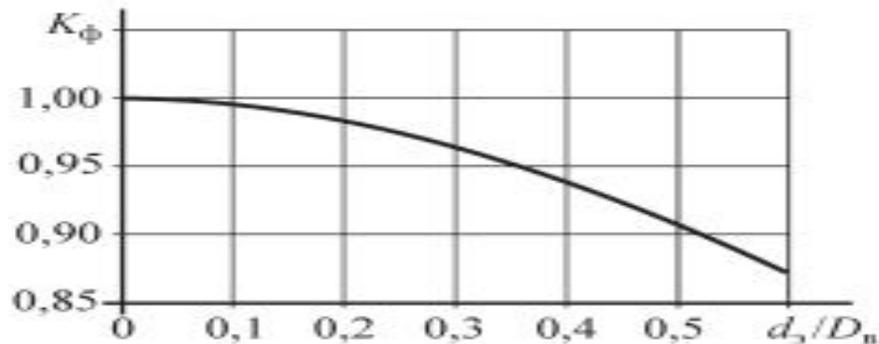


Рис. 2.36. Коэффициент потерь КПД винта при его установке на самолет

- где K_{Φ} — коэффициент, характеризующий потери в КПД винта при реальных условиях работы винта на самолете, определяется по графику, приведенному на рис. 2.36, по отношению $d / D_{в}, D$, — эквивалентный диаметр миделевого сечения гондолы двигателя; $K_{\Phi \text{ исп}}$ — коэффициент, характеризующий потери в КПД винта при его испытании, определяется также по графику, приведенному на рис. 2.36, по отношению $d, D_{в}$),

Можно считать, что вектор результирующей скорости потока, набегающего на какое-либо сечение лопасти винта, приближенно равен геометрической сумме векторов поступательной V и окружной U скоростей рассматриваемого

элемента лопасти, поэтому число M потока, обтекающего элемент лопасти,