

МЕТОДЫ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

При полете летательных аппаратов с большой скоростью в результате преобразования кинетической энергии внешнего потока вследствие трения в тепло температура поверхности может значительно превышать допустимую, при которой происходит разрушение современных конструкционных материалов. Например, при гиперзвуковых скоростях полета $M = 10 \dots 15$ температура неохлаждаемой поверхности летательного аппарата может достигать $5\,000 \dots 10\,000\text{ К}$. В энергетических установках летательных аппаратов, например в реактивных двигателях, также осуществляется разогрев рабочего тела до температуры $2\,000 \dots 5\,000\text{ К}$, превышающей допустимую для современных конструкционных материалов. В плазменных установках температура рабочего тела может достигать $50\,000\text{ К}$ и более. Во всех этих случаях необходимо обеспечить тепловую защиту элементов конструкции летательных аппаратов и их энергоустановок, подвергающихся воздействию высокотемпературного потока газа и большим тепловым нагрузкам.

Рассмотрим основные способы тепловой защиты поверхности и методы их расчета.

Наиболее простым способом тепловой защиты теплонапряженных конструкций летательных аппаратов и энергоустановок является использование теплоемкости материала, т. е. способности материалов поглощать тепло. Такой способ тепловой защиты используется при кратковременных тепловых нагрузках, например в неохлаждаемых ракетных двигателях на твердом топливе.

Если в начальный момент времени (в момент запуска двигателя) стенки камеры сгорания и сопел реактивного двигателя подвергаются тепловой нагрузке определенной интенсивности, то при нестационарном процессе его прогрева (теплопроводности) подводимое тепло будет расходоваться на разогрев материала стенок и температура достигнет допустимого значения только по истечению определенного промежутка времени ($\tau_{\text{доп}}$).

1. Заградительное охлаждение

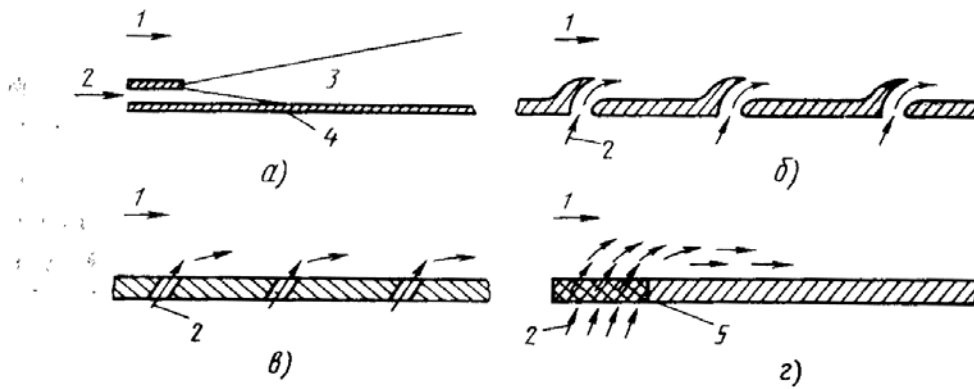


Рис. Схемы подачи охладителя при заградительном охлаждении поверхности:
 а — плоская щель; б — система щелей; в — система отверстий; г — пористая вставка;
 1 — высокотемпературный газовый поток; 2 — охладитель; 3 — область перемешивания; 4 — защищаемая поверхность; 5 — пористая вставка

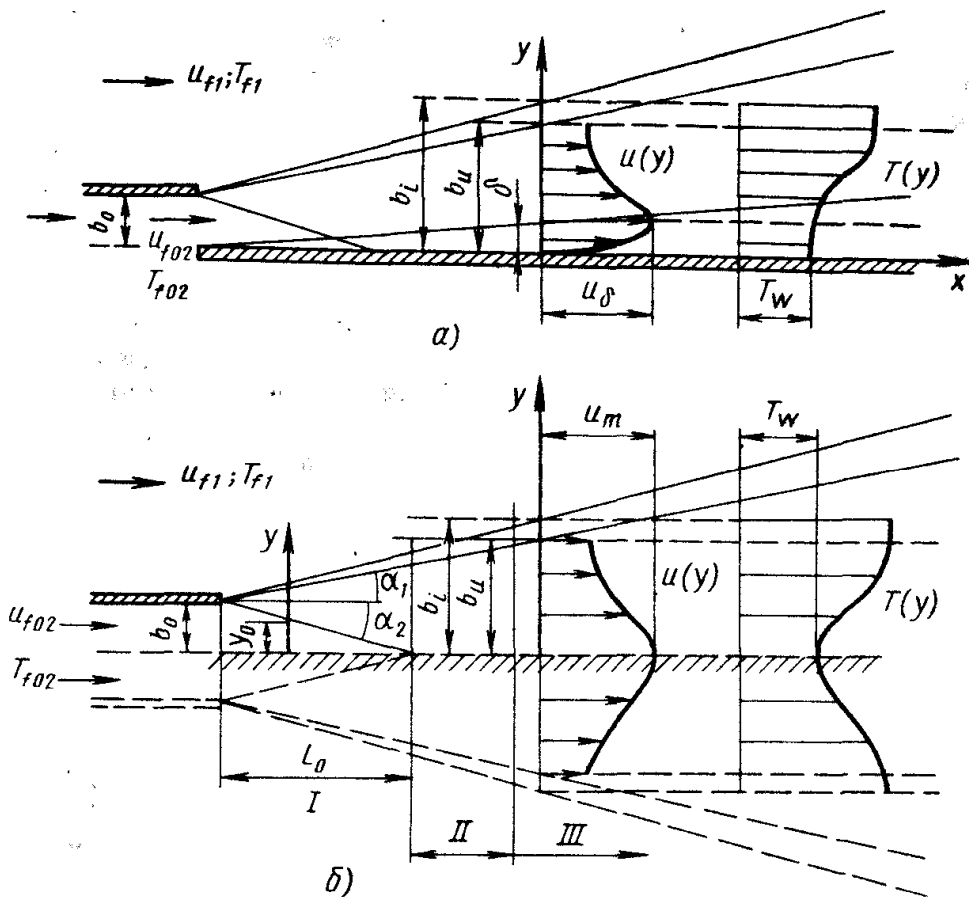


Рис. Схемы струйного течения в спущном потоке:
 а — пристенная струя; б — свободная струя; I — начальный участок; II — переходный участок; III — основной участок

2. Пористое охлаждение

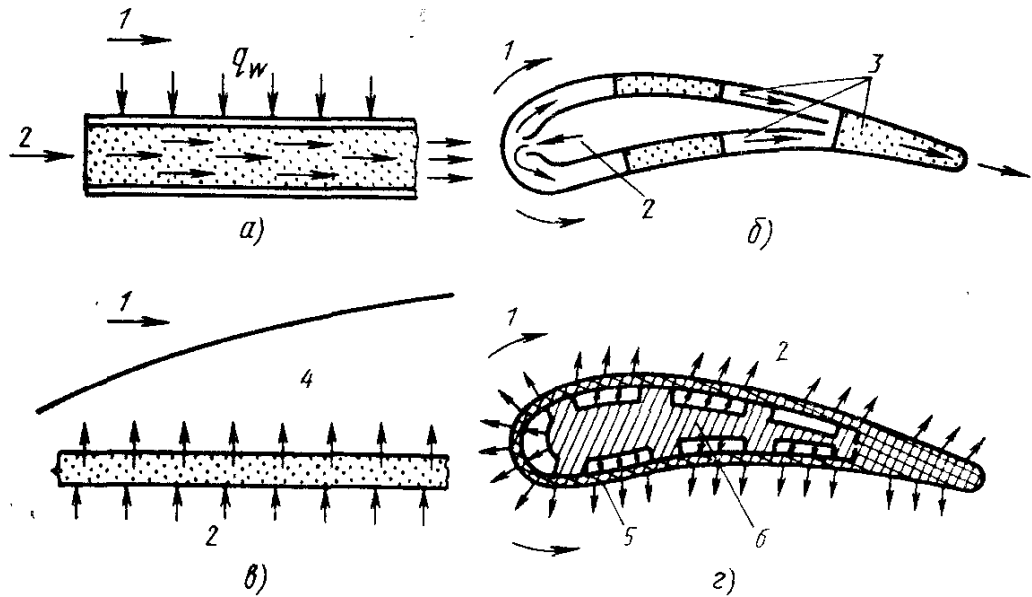


Рис. Схемы пористого охлаждения защищаемых поверхностей:
a — канал с пористым наполнителем; *б* — охлаждаемая лопатка газовой турбины с пористыми вставками; *в* — вдув охладителя в пограничный слой через пористую стенку; *г* — пористое охлаждение лопатки газовой турбины с выдувом охладителя на внешнюю ее поверхность; *1* — высокотемпературный газовый поток; *2* — охладитель; *3* — пористые вставки; *4* — пограничный слой; *5* — пористая стенка; *6* — силовой стержень

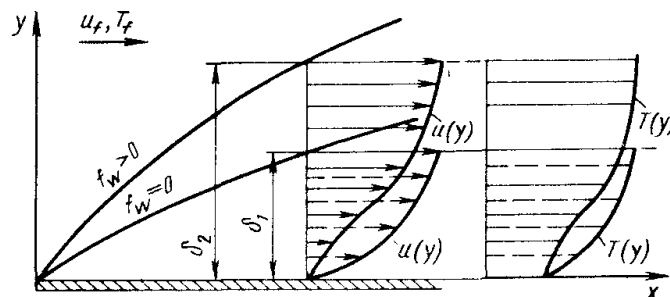


Рис. Профиль скорости и температуры в поперечном сечении пограничного слоя при вдуве вещества через пористую стенку (δ_1 — толщина пограничного слоя при отсутствии вдува; δ_2 — толщина пограничного слоя при вдуве)

3. Комбинированные методы защиты

4. Теплозащитные покрытия