

УДК 629.7.064(075)

Температура рабочей жидкости авиационных гидросистем

Шумилов И. С.^{1,*}

^{*}shumilov-it@yandex.ru

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

На современных сверхзвуковых самолётах из-за аэродинамического нагрева обшивки среда, окружающая гидросистему, имеет температуру, значительно превышающую допустимую для применяемых жидкостей. Поэтому при создании гидравлических систем (ГС) сверхзвуковых самолётов использовать конвективный цикл теплообмена в большинстве случаев для поддержания заданной температуры жидкости в ГС невозможно. В связи с этим возникает проблема принудительного отвода тепла, т. е. создания искусственной системы охлаждения гидросистемы. Та же проблема существует и для дозвуковых пассажирских самолётов, в особенности для аэробусов, гидросистемы которых имеют высокие мощности, где конвективный теплообмен с окружающей средой недостаточен и не обеспечивает поддержание необходимой температуры жидкости. В статье рассмотрены стационарный и не стационарный режимы работы гидросистемы, их расчет, определение температур рабочей жидкости, методы поддержания заданной её температуры, рассмотрены различные схемы теплообменников, даны рекомендации по регулированию тепловых потоков, уменьшению мощности системы охлаждения гидросистем и выбору теплоизоляции элементов гидросистем.

Ключевые слова: аэродинамический нагрев, гидросистема, температура, тепловой баланс, тепловой поток в окружающую среду, рулевой привод, насос, подача насоса, утечки, перепад давления, теплопередача, теплопроводность, конвекция, излучение, теплообменник, термклапан, рабочая жидкость, теплоизоляция, трубопровод

Введение

На современных сверхзвуковых самолётах из-за аэродинамического нагрева обшивки среда, окружающая гидросистему, имеет температуру, значительно превышающую допустимую, для применяемых жидкостей.

Температура полного торможения потока (обычно это происходит на всех передних точках фюзеляжа и прямого крыла) и вычисляется по формуле

$$T = T_{н_{МСА}} (1 + 0,18M^2),$$

где T - температура полного торможения потока в $^{\circ}\text{K}$, $T_{H_{MCA}}$ - начальная температура в соответствии с МСА (международной стандартной атмосферой) в $^{\circ}\text{K}$, M - число Маха (рис.1.)

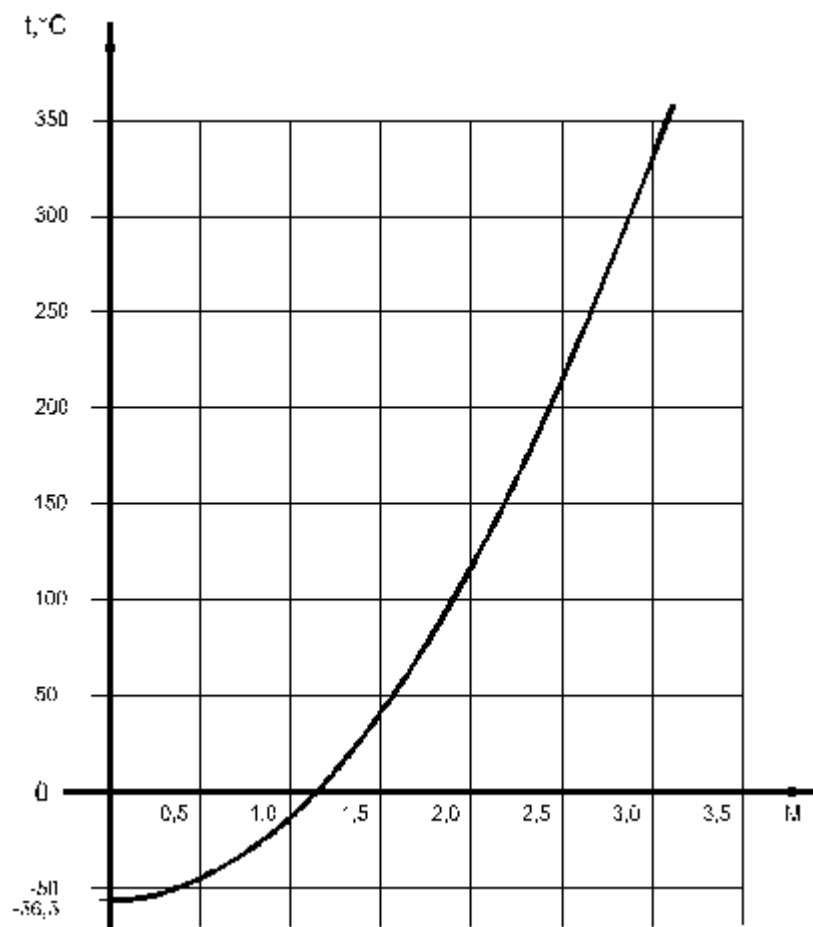


Рис.1. Температура полного торможения при $H=0$ и начальной температуре минус $56,5^{\circ}\text{C}$ на передних кромках фюзеляжа и прямых крыльях в зависимости от числа M .

Международная стандартная атмосфера (сокр. МСА, англ. *ISA*) — гипотетическое вертикальное распределение температуры, давления и плотности воздуха в атмосфере Земли, которое по международному соглашению представляет среднегодовое и среднеширотное состояние. Для МСА принимают следующие условия: давление воздуха на среднем уровне моря при температуре 15°C равно $101,3 \text{ кН/м}^2$ или 760 мм рт. ст. , температура уменьшается по вертикали с увеличением высоты на $6,5^{\circ}\text{C}$ на 1 км до уровня 11 км (условная высота начала тропопаузы), где температура становится равной $-56,5^{\circ}\text{C}$ и далее по высоте тропопаузы почти перестаёт меняться. Действительная температура может существенно отличаться от стандартной МСА, что необходимо учитывать при проектировании. Например, действительная температура атмосферы при высоте $H=0$ зависит от времени года, времени суток и широты расположения самолёта и может находиться в диапазоне $\pm 60^{\circ}\text{C}$. При изменении высоты H действительная температура атмосферы может так же отклоняться от принятой в качестве стандартной, поэтому обычно принимает-

ся допуск $\pm 20^\circ\text{C}$ на представленную (рис.2.) осреднённую зависимость температуры по высоте его полёта в соответствии с МСА.

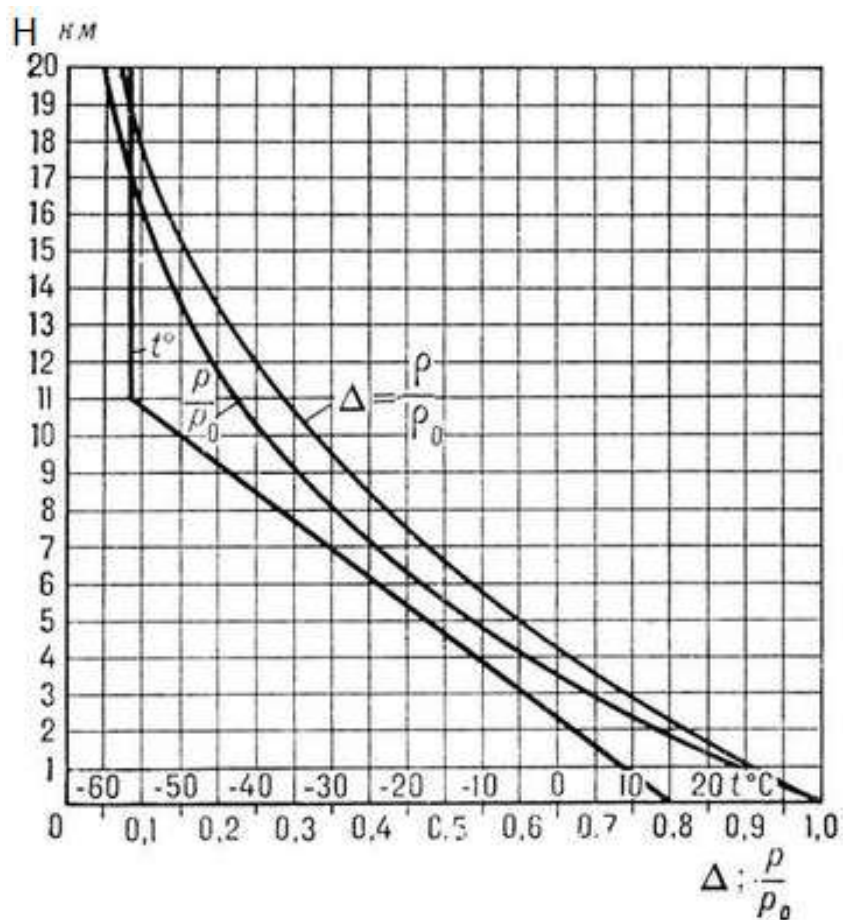


Рис.2. Основные параметры воздуха (атмосферы), окружающего (ей) самолёт, по высоте его полёта H в соответствии с МСА. где $t^\circ\text{C}$, ρ и ρ_0 – текущие температура, давление и плотность воздуха, ρ_0 , ρ_0 – давление и плотность воздуха при полёте у земли на уровне моря.

В действительных условиях повышение температуры обшивки самолёта от аэродинамического нагрева, т.е. разница между температурой торможения и температурой окружения, получается несколько меньшей ввиду теплообмена со средой (посредством излучения), соседними элементами конструкции и т.п. Кроме того, полное торможение потока происходит лишь в так называемых критических точках, расположенных на выступающих частях самолёта, а приток тепла к обшивке зависит также от характера пограничного слоя воздуха (он более интенсивен для турбулентного пограничного слоя). Значительное снижение температуры происходит также при полётах сквозь облака, особенно когда они содержат переохлажденные капли воды и кристаллики льда. Для таких условий полёта принимается, что снижение температуры обшивки в критической точке по сравнению с теоретической температурой торможения может достичь даже 20-40%. Тем, не менее общий нагрев самолёта в полёте со сверхзвуковыми скоростями (особенно на малой высоте) иногда так высок, что повышение температуры отдельных элементов планера и

оборудования приводит либо к их разрушению, либо, как минимум, к необходимости изменения режима полёта. Например, при исследованиях самолёта ХВ-70А в полётах на высотах более 21000 м со скоростью $M=3$ температура входных кромок воздухозаборника и передних кромок крыла составляла 580-605 К (307-332⁰С), а остальной части обшивки 470-500 К (197-227⁰С). Последствия повышения температуры элементов конструкции самолёта до таких больших значений можно оценить в полной мере, если учесть тот факт, что уже при температурах 400 К (127⁰С) значительно снижается прочность дюралюминия, при 500 К (227⁰С) происходит химическое разложение минеральной рабочей жидкости в гидросистеме и разрушение уплотнений, при 800 К (527⁰С) теряют необходимые механические свойства титановые сплавы, при температуре выше 900 К (627⁰С) плавятся алюминий и магний, а сталь размягчается. Повышение температуры приводит также к разрушению покрытий, из которых анодирование и хромирование могут использоваться до 570 К (297⁰С), никелирование - до 650 К (377⁰С), а серебрение - до 720 К (447⁰С). После появления этого нового препятствия в увеличении скорости полёта начались исследования с целью исключить либо смягчить его последствия. Способы защиты самолёта от эффектов аэродинамического нагрева определяются факторами, препятствующими росту температуры. Кроме высоты полёта и атмосферных условий, существенное влияние на степень нагрева самолёта оказывают: коэффициент теплопроводности материала обшивки; величина поверхности (особенно лобовой) самолёта, время полёта.

Отсюда следует, что простейшими способами уменьшения нагрева конструкции являются увеличение высоты полёта и ограничение до минимума его продолжительности. Эти способы использовались в первых сверхзвуковых самолётах (особенно экспериментальных). Благодаря довольно высокой теплопроводности и теплоёмкости материалов, употребляемых для изготовления теплонапряженных элементов конструкции самолёта, от момента достижения самолётом высокой скорости до момента разогрева отдельных элементов конструкции до расчётной температуры критической точки проходит обычно достаточно большое время. В полётах, продолжающихся несколько минут (даже на небольших высотах), разрушающие температуры не достигаются. Полёт на больших высотах происходит в условиях низкой температуры около 250К (-23⁰С) и ниже, малой плотности воздуха. Вследствие этого количество тепла, отдаваемого потоком поверхностям самолёта, невелико, а теплообмен протекает дольше, что значительно смягчает остроту проблемы. Аналогичный результат даёт ограничение скорости самолёта на малых высотах. Например, во время полёта над землей со скоростью 1600 км/ч прочность дюралюминия снижается только на 2%, а увеличение скорости до 2400 км/ч приводит к снижению его прочности на величину до 75% в сравнении с первоначальным значением. Однако необходимость обеспечения безопасных условий эксплуатации во всём диапазоне используемых скоростей и высот полёта вынуждает конструкторов искать соответствующие технические средства. Поскольку нагрев элементов конструкции самолёта вызывает снижение механических свойств материалов, возникновение термических напряжений конструкции, а также ухудшение условий работы экипажа, пассажиров и оборудования,

такие технические средства, используемые в существующей практике, можно разделить на три группы. Они соответственно включают применение: теплостойких материалов; конструктивных решений, обеспечивающих необходимую теплоизоляцию и допустимую деформацию деталей; систем охлаждения кабины экипажа, салона пассажиров и отсеков оборудования; охлаждение обшивки самолёта путём уноса (срыва) массы обшивки при её расплавлении или сгорании при очень высоких температурах, вызываемой гиперзвуковыми скоростями полёта. В самолётах с максимальной скоростью $M \leq 2,0 - 2,25$ широко применяются сплавы алюминия, которые характеризуются относительно высокой прочностью, малой плотностью и сохранением прочностных свойств, при небольшом повышении температуры. Дюралюмины обычно дополняются стальными либо титановыми сплавами, из которых выполняются части планера, подвергающиеся наибольшему механическому или тепловым нагрузкам. Сплавы титана нашли применение уже в первой половине 50-х годов сначала в очень небольших масштабах (сейчас детали из них могут составлять до 30% массы планера). В экспериментальных самолётах с $M > 3$ становится необходимым применение жаропрочных стальных сплавов как основного конструкционного материала. Такие стали сохраняют хорошие механические свойства при высоких температурах, характерных для полётов с гиперзвуковыми скоростями, но их недостатками являются высокая стоимость и большая плотность. Эти недостатки в определённом смысле ограничивают развитие высокоскоростных самолётов, поэтому ведутся исследования и других материалов.

Другим фактором, существенно влияющим на работоспособность нагреваемой конструкции самолёта, является эффект так называемых термических напряжений. Возникают они в результате температурных перепадов между внешними и внутренними поверхностями элементов, а особенно между обшивкой и внутренними элементами конструкции самолёта. Поверхностный нагрев планера приводит к деформации его элементов. Например, может произойти такое коробление обшивки крыла, которое приведёт к растрескиванию конструкции или изменению аэродинамических характеристик самолёта. Поэтому на многих самолётах используется паяная многослойная обшивка, которая отличается высокой жёсткостью и хорошими изоляционными свойствами, либо применяются элементы внутренней конструкции с соответствующими компенсаторами (например, в самолёте F-105 стенки лонжерона изготавливаются из гофрированного листа). Известны также опыты охлаждения крыла с помощью топлива (например, у самолёта X-15), протекающего под обшивкой на пути от бака до форсунок камеры сгорания. Однако при высоких температурах топливо обычно подвергается коксованию, поэтому такие опыты имеют ограниченное применение.

Довольно специфичной и вместе с тем очень важной задачей является поддержание соответствующей температуры в кабине экипажа, салоне пассажиров и в отсеках оборудования (особенно электронного), а также температуры топливных и гидравлических систем. В настоящее время эта проблема решается путём использования высокопроизводи-

тельных систем кондиционирования, охлаждения, эффективной теплоизоляции, применения рабочих жидкостей гидросистем с высокой рабочей температурой и т.д.

Проблемы, связанные с тепловым барьером, должны решаться комплексно. Любой прогресс в этой области отодвигает барьер для данного типа самолётов в сторону большей скорости полёта, не исключая его как такового. Однако стремление к ещё большим скоростям приводит к созданию ещё более сложных конструкций и оборудования, требующих применения более качественных материалов. Это заметным образом отражается на массе, закупочной стоимости и на затратах по эксплуатации и обслуживанию самолёта. Поэтому в большинстве случаев рациональной считается максимальная скорость не более 2200-2600 км/ч ($M \leq 2 - 2,25$). Лишь в некоторых случаях считают, что скорость самолёта должна превосходить $M = 2,6$. Самолётам, способным развивать такие скорости, относятся экспериментальные машины X-2, XB-70A, разведывательные A-12 и SR-71, перехватчики XF-103, XF-108, YF-12A, а также многоразовые космические летательные аппараты типа Буран и Шатл.

Поэтому при создании гидравлических систем (ГС) сверхзвуковых самолётов использовать конвективный цикл теплообмена в большинстве случаев для поддержания заданной температуры жидкости в ГС невозможно. В связи с этим возникает проблема принудительного отвода тепла, т. е. создания искусственной системы охлаждения гидросистемы. Та же проблема существует и для дозвуковых пассажирских самолётов, в особенности для аэробусов, гидросистемы которых имеют высокие мощности, где конвективный теплообмен с окружающей средой недостаточен и не обеспечивает поддержание необходимой температуры жидкости.

Теплопередача - это перенос энергии в окружающую среду или обратно под действием разности температур. Теория теплопередачи базируется на основных законах термодинамики.

1. Стационарный режим работы гидросистемы, под которым понимается длительный режим полёта (например, крейсерский режим) с установившейся температурой рабочей жидкости ГС, а уравнение теплового баланса ГС для этого режима:

$$\Theta_{ГС} \pm \Theta_{ОС} - \Theta_{ТО} = 0, \quad (1)$$

где $\Theta_{ГС}$ - количество тепла, которое идёт на нагрев гидросистемы при работе её элементов, $\Theta_{ОС}$ - тепловой поток от окружающей среды в гидросистему (+) или от гидросистемы в окружающую среду (-), $\Theta_{ТО}$ - тепловой поток, отбираемый из ГС теплообменником.

Количество тепла $\theta_{ГС}$, которое выделяется при работе РП и элементов ГС и идёт на нагрев гидросистемы, составляет

$$\theta_{ГС} = \alpha (N_{ном.н} + N_{ном.тр.} + N_{ут} + N_{РП} + N_{ном.га}),$$

где α — тепловой эквивалент мощности; $N_{ном.н}$, $N_{ном.тр.}$, $N_{ут}$, $N_{ном.га}$ - потери мощности соответственно в насосе, в трубопроводах (на трение), в результате утечек рабочей жидкости в агрегатах гидросистемы (насос не входит в их число), включая утечки в РП, и потери в гидроагрегатах; $N_{РП}$ - мощность, потребляемая рулевым приводом (РП).

$$N_{\text{ном.н}} = \frac{q_n \Delta p_n (1 - \eta_n)}{\eta_n} + q_{\text{ут.корп}} \Delta p_n ; N_{\text{ном.мп}} = q_{\text{мп}} \Delta p_{\text{мп}} ; N_{\text{ут}} = q_{\text{ут}} \Delta p_{\text{ут}} ; N_{\text{ном.за}} = q_{\text{за}} \Delta p_{\text{за}} (1 - \eta_{\text{за}}) ,$$

где q_n , $q_{\text{ут.корп}}$ - подача насоса и утечки из его корпуса; $q_{\text{за}}$ - расход жидкости через гидроагрегат; $\Delta p_{\text{за}}$ - перепад давления на гидроагрегате; $\eta_{\text{за}}$ - полный к.п.д. гидроагрегата; η_n - механический и гидравлический к.п.д. насоса без учёта его объёмного к.п.д, который учитывается в члене $q_{\text{ут.корп}} \Delta p_n$.

Мощности $N_{\text{ном.н}}$, $N_{\text{ном.мп}}$, $N_{\text{ут}}$, $N_{\text{ном.за}}$ преобразуются в тепловую энергию, которая идёт на нагревание рабочей жидкости гидросистемы. Мощность $N_{\text{РП}}$, потребляемая РП с дроссельным регулированием, есть произведение перепада давления $\Delta p_{\text{РП}}$ на его штуцерах на средний расход рабочей жидкости q_δ , потребляемый РП на перемещение рулевых поверхностей (утечки в РП здесь не учитываются, они учитываются в выражении $N_{\text{ут}}$). При прямом ходе руля часть мощности расходуется на сжатие аэродинамической пружины (нагрузки), действующей на руль; другая часть превращается в тепло. При обратном ходе РП движение происходит под действием помогающей нагрузки и энергия, запасённая в аэродинамическом потоке, превращается в тепловую при дросселировании в золотнике, также нагревая рабочую жидкость, т.е. вся мощность $N_{\text{РП}} = q_\delta \Delta p_{\text{РП}}$ превращается в тепловую. Принимая во внимание, что величина q_δ пропорциональна средней скорости перемещения руля $\dot{\delta}_{\text{ср}}$ на данном режиме полёта, можно записать

$$N_{\text{РП}} = k_{\text{м}\delta} M_{\text{РП.макс}} \dot{\delta}_{\text{ср}}$$

где $k_{\text{м}\delta}$ - коэффициент пропорциональности; $M_{\text{РП.макс}}$ - максимальный шарнирный момент, развиваемый РП.

Т.е. можно утверждать, что $(N_{\text{ном.мп}} + N_{\text{ут}} + N_{\text{РП}} + N_{\text{ном.за}}) = q_n \Delta p_n$ и, добавив к этой сумме потери в насосе $N_{\text{ном.н}}$, получим полный тепловой поток $\theta_{\text{ГС}}$. При этом нужно помнить, что на крейсерском длительном режиме полёта подача насоса q_n составляет 10-15% от максимальной, а кпд насоса $\eta_n = f(q_n)$ минимален. На взлётно-посадочных кратковременных режимах q_n увеличивается и может достигать максимальных значений при этом кпд насоса $\eta_n = f(q_n)$ увеличивается.

В гидросистемах современных самолётов мощности $[N_{\text{ном.н}}, N_{\text{ут}}, N_{\text{ном.мп}}, N_{\text{за}}(1 - \eta_{\text{за}}), N_{\text{РП}}]$ могут достигать достаточно больших значений и на крейсерских режимах полёта эти величины могут стать определяющими по тепловыделениям и нагреву жидкости ГС при этом скорости перемещения рулей $\dot{\delta} \approx 0$ и, следовательно, $q_\delta \approx 0$, $N_{\text{РП}} \approx 0$. Поэтому при проектировании гидросистемы необходимо обратить особое внимание на утечки и к.п.д. насосов и вспомогательных постоянно работающих гидроагрегатов, минимизировав их тепловыделения.

Анализ большого числа полётов самолётов различного класса показывает, что рули значительно отклоняются только на взлётно-посадочном режиме в течение 30-60 сек и на крейсерском режиме при совершении какого-либо маневра, т.е. в течение короткого времени (до нескольких десятков секунд). В эти периоды РП расходуют большое количество жидкости и выделяют большое количество тепловой энергии, но достаточно кратковременно и приводит к повышению температуры жидкости с последующим снижением температуры на длительных крейсерских режимах полёта. Для уменьшения выделения тепла выгодно применять рулевые приводы с объёмным регулированием, но при централизованном гидропитании объёмное регулирование в РП не применяется. Иногда во вращательных РП применяют релейное изменение по режимам полёта (или по нагрузке на руле) рабочего объёма гидромотора РП, который может называться объёмно-дрессельным РП, что может дать существенное снижение потребляемой энергии и соответственно снижение тепловыделений. При использовании РП с дроссельным регулированием, запитанных от централизованной гидросистемы, необходимо обращать серьёзное внимание на выбор развиваемого усилия и не допускать неоправданных запасов, которые приведут не только к увеличению установочной мощности и массы гидросистемы, но и к росту тепловыделений и мощности (и массы) теплообменников.

В настоящее время широко используются так называемые «активные системы управления самолётом», которые требуют существенного увеличения средних скоростей перемещения рулей и, следовательно, существенного увеличения тепловыделений и роста мощности систем охлаждения, что, несомненно, необходимо учитывать при определении мощности систем охлаждения.

Рассматривая механическую характеристику дроссельного РП $\dot{\delta} = f(M_{РП})$, можно видеть, что мощность, потребляемая РП и преобразуемая в тепловую, составляет

$$N_{РП} = \Delta p_{РП, max} q_{РП} = k_{\dot{\delta}} M_{РП, max} \dot{\delta}$$

На взлётно-посадочных режимах полёта, где шарнирный момент $M_{ш}$ незначителен, а скорости $\dot{\delta}$ велики, происходит максимальное выделение тепла при работе РП. Путём правильного выбора параметров РП необходимо обеспечить минимальное значение $M_{РП, max}$, что уменьшит выделение тепла в ГС при работе РП.

В целях минимизации потребляемой РП энергии целесообразно принять $M_{РП, max} = 1.5 M_{РП}$. Принимая во внимание, что изменение потребляемой энергии в диапазоне шарнирных моментов на руле $M_{РП, max} = (1.3 \div 1.6) M_{РП}$ незначительно, по конструктивным, прочностным и энергетическим соображениям тормозной момент гидропривода целесообразно выбирать равным $1.25 \div 1.35 M_{РП}$. Выдерживать указанное соотношение особенно важно в гидросистемах большой мощности с большим количеством гидроприводов. В ряде случаев удастся уменьшить максимальную мощность гидроусилителя, выбирая $M_{РП, max}$ значительно меньше рекомендуемого соотношения. При введении ограничения производительности насосов гидросистемы для последнего варианта $M_{РП, max}$ воз-

можно существенно уменьшить установочную мощность ГС и тем самым снизить тепло-выделения в ней.

Тепловой поток в окружающую среду θ_{OC} в уравнении теплового баланса можно представить состоящим из трёх потоков, которые вызываются следующими механизмами теплопередачи: теплопроводностью (Т), конвекцией (к), излучением (л) и можно записать в виде

$$\theta_{OC} = \theta_T + \theta_k + \theta_l$$

Процесс передачи тепла в однородной среде называется теплопроводностью. Основное уравнение теплопроводности известно под названием закона Фурье, записанное для теплопроводности в одном направлении, имеет вид

$$\theta_{T_i} = -\lambda_i F_{T_i} \frac{dt_i}{dx_i} = \frac{\lambda_i}{b_i} F_{T_i} \Delta t_{T_i} = \kappa_{T_i} F_{T_i} \Delta t_{T_i}$$

где θ_T - тепловой поток в направлении x за счёт теплопроводности через крепления гидроагрегатов к каркасу самолёта, λ - табличный коэффициент теплопроводности крепёжных элементов, определяется молекулярным строением материала крепёжных элементов и зависит от природы материала, например, $\lambda_{металла} \rangle \lambda_{неметалла}$ и $\lambda_{меди} \rangle \lambda_{алюминия} \rangle \lambda_{стали} \rangle \lambda_{титана}$, что широко используется при проектировании крепёжных элементов обеспечения заданных значений θ_T , b - толщина (высота) крепёжных элементов; F_T - площадь поверхности теплообмена при теплопроводности, т.е. площадь сечения элементов крепления перпендикулярно направлению x; i- номер места крепления трубопровода или гидроагрегата к каркасу и n – общее количество мест креплений. Знак – (минус) удовлетворяет условию о самопроизвольном переходе тепла из области с более высокой температурой t к области с более низкой t.

Общий тепловой поток θ_T , обусловленный теплопроводностью всех элементов крепления, определяется из выражения

$$\theta_T = \sum_{i=1}^n \theta_{T_i}$$

При $\theta_T > 0$ его необходимо свести к минимуму, обеспечив минимально возможные значения λ_i , F_{T_i} , Δt_{T_i} в местах крепления к каркасу трубопроводов и гидроагрегатов;

θ_k - тепловой поток за счёт конвективного теплообмена гидросистемы с окружающей средой в результате общего движения макроскопических объёмов жидкости или газов. Если конвекция вызывается разностью плотностей, возникающих вследствие разности температур, то она называется свободной конвекцией. Если движение жидкости или газа вызвано за счёт перепада давлений, создаваемого насосом или вентилятором, то конвекция называется вынужденной и является более эффективной.

$$\theta_{k_i} = \kappa_{k_i} F_{k_i} \Delta t_{k_i}$$

где κ_{k_i} - коэффициент теплопередачи при конвективном теплообмене; F_{k_i} - площадь поверхности i -того элемента, участвующего в теплообмене при конвекции; Δt_{k_i} - разность температур окружающей среды и поверхностей F_{k_i} при конвективном теплообмене.

Общий тепловой поток θ_k , обусловленный конвективной теплопередачей всех элементов ГС, определяется из выражения

$$\theta_k = \sum_{i=1}^n \theta_{k_i}$$

При полётах с $M > 1$ при $\theta_k > 0$ для уменьшения этого теплового потока целесообразно выбирать возможно меньший температурный перепад Δt_{k_i} между жидкостью гидросистемы и окружающей средой, применяя высокотемпературные жидкости. Коэффициент теплопередачи κ_{k_i} может находиться в пределах $2 \div 50$ и, в первую очередь, зависит от скорости обдува гидроагрегатов и трубопроводов и плотности воздуха. При полётах на больших высотах и отсутствии обдува коэффициент теплопередачи значительно снижается.

θ_{λ} - тепловой поток за счёт лучистого теплообмена, который характеризуется переносом энергии путём электромагнитного или теплового излучения. При тех температурах каркаса и гидросистемы, которые наблюдаются при полётах с числами $M \ll 2$, этим тепловым потоком можно пренебречь. В случае установки трубопроводов и гидроагрегатов в зоне повышенных температур, например, в зоне форсажных камер двигателя, целесообразно обеспечить защиту гидроагрегатов специальными экранами и теплоизолирующими материалами.

$$\theta_{\lambda_i} = \varepsilon C_0 F_{\lambda_i} \left[\left(\frac{T_1}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_2}{100} \right)^4 \right] = \kappa_{\lambda_i} F_{\lambda_i} \Delta t_{\lambda_i}$$

где F_{λ_i} - площадь поверхности теплообмена при лучеиспускании; Δt_{λ_i} - разность температур каркаса и гидроагрегата при лучеиспускании; κ_{λ_i} - коэффициент теплопередачи

$\kappa_{\lambda_i} = c_0 \varepsilon \frac{T_1^4 - T_2^4}{T_1 - T_2}$; ε - степень черноты поверхности рассматриваемых тел; C_0 - константа;

T_1 и T_2 - абсолютные температуры рассматриваемых тел.

Общий тепловой поток θ_{λ} , обусловленный теплопередачей излучением всех элементов ГС, определяется из выражения

$$\theta_{\lambda} = \sum_{i=1}^n \theta_{\lambda_i}$$

Следует отметить, что помимо теплопередачи от внешних стенок трубопроводов, гидроагрегатов и РП в окружающую среду существует ещё два звена в цепи теплопередачи от жидкости ГС в окружающую среду:

- от жидкости к внутренним стенкам трубопроводов, гидроагрегатов и РП и определяется в основном критерием подобия Re;

- от внутренних к внешним стенкам трубопроводов, гидроагрегатов, РП и определяется в основном свойствами материалов, из которых изготовлены элементы ГС.

Обычно коэффициенты теплопередачи указанных звеньев весьма велики по сравнению с κ_{Ti} , κ_{ki} , κ_{li} , что даёт возможность для технических расчётов пренебрегать этими звеньями.

$$\theta_{OC} = \theta_T + \theta_k + \theta_l = \kappa_T F_T \Delta t_T + \kappa_k F_k \Delta t_k + \kappa_l F_l \Delta t_l$$

Обычно расчёт теплового потока θ_{OC} проводится по 4÷5 зонам, где величины Δt_T , Δt_k , Δt_l внутри этих зон имеют одинаковые значения, после чего определяется суммарный тепловой поток.

Для предварительных расчётов допустимо использовать упрощенную формулу

$$\theta_{OC} \approx \kappa_{GC} F_{GC} \Delta t_{GC}$$

где $\Delta t_{GC} = t_{OC} - t_{pж}$, t_{OC} - осреднённая температура окружающей среды,

$t_{pж}$ - осреднённая температура рабочей жидкости ГС,

$\kappa_{GC} = f(t_{pж}, t_{OC}, q_{GC}, H)$ - обобщённый коэффициент теплопередачи по гидросистеме в целом, определяемый расчётно-экспериментальным путём на базе статистической обработки данных эксплуатируемых самолётов - аналогов.

При правильно спроектированной гидросистеме на длительных режимах полёта $\Delta t_{GC} \approx 0$ и все три составляющие теплового потока малы и с достаточной для практики точностью тепловым потоком θ_{OC} можно пренебречь. Тогда уравнение (1) вырождается в следующее

$$\Theta_{GC} = \Theta_{TO},$$

т.е. в стационарном режиме теплообменник будет полностью отводить выделяемое в ГС тепло. В противном случае наличие теплового потока θ_{OC} в ГС необходимо учитывать полное уравнение теплового баланса.

$$\Theta_{GC} + \Theta_{OC} = \Theta_{TO}$$

Это приводит к увеличению мощности системы охлаждения.

Возможен вариант работы ГС на крейсерском режиме полёта самолёта на $M < 1$ и высотах $H > 10000$ м, где температура воздушного потока находится в диапазоне $-50^{\circ}\text{C} \div -80^{\circ}\text{C}$ (Рис.1) и температурный перепад $\Delta t_{GC} = t_{OC} - t_{pж}$ велик и, следовательно, будет существенным тепловой поток θ_{OC} из ГС. Это может привести к существенному снижению температуры рабочей жидкости ГС, особенно, в зоне расположения РП, где t_{GC} может установиться ниже допустимой. Температура в зоне расположения РП может достигать -50°C и ниже, при которой вязкость жидкости составляет тысячи сСт и необходимые для управляемости самолётом характеристики РП не гарантируются. В этом случае при $t_{pж} < -20^{\circ}\text{C}$ теплообменник обычно отключается с помощью термклапана и вводятся дополни-

тельные утечки рабочей жидкости из линии нагнетания в линию слива в зоне расположения РП, величина которых должна гарантировать $t_{рж} > -20^{\circ}\text{C}$.

Наиболее существенным тепловым потоком в выражении (1) является поток, вызванный потерями мощности в насосе $N_{пот.н}$ и при проектировании гидросистемы на это необходимо обратить особо серьёзное внимание. Применение насосов с постоянной производительностью совершенно недопустимо, так как к.п.д. гидросистемы в этом случае чрезвычайно низок, и наиболее целесообразными являются насосы с переменной производительностью, адаптивные насосы, двух режимные насосы.

Как уже отмечалось, расход рабочей жидкости для управления рулевыми поверхностями на крейсерском, т.е. наиболее продолжительном режиме полёта, незначителен. Следовательно, насосы переменной производительности, устанавливаемые в гидросистемах самолётов, обычно работают в режимах малой производительности, которые составляют $10 \div 20\%$ от полной производительности насосов. Важно, чтобы на этих режимах к.п.д. насоса был достаточно высоким.

Система охлаждения жидкости гидросистемы самолёта должна обеспечивать высокую надёжность, малый вес, простоту конструкции и заданный отвод тепла на всех режимах полёта. Наиболее эффективной является система охлаждения жидкости топливом расходных магистралей двигателей самолёта и широко применяется на сверхзвуковых самолётах, где мощности систем охлаждения существенны. Она состоит из топливожидкостного теплообменника (ТЖТ), через который одновременно пропускается и топливо, и рабочая жидкость ГС. При этом тепловой поток от рабочей жидкости через разделительную поверхность передается топливу. В зависимости от количества тепла, которое необходимо отводить от гидросистемы, через ТЖТ пропускается частичный или полный расход жидкости ГС и топлива. Для предотвращения переохлаждения жидкости гидросистемы в холодное время года, а также для более быстрого её разогрева в наземных условиях применяется кольцевание линии нагнетания насосов в слив, а на ТЖТ устанавливается специальное устройство, которое до соответствующей температуры жидкости гидросистемы будет перепускать её в обход теплообменника (рис.3.). Надёжность такой системы охлаждения достаточно высока, так как при работающем двигателе топливо всегда подается в ТЖТ. Такая система проста в эксплуатации и имеет значительно меньший вес, приходящийся на единицу мощности радиатора, чем другие типы систем охлаждения.

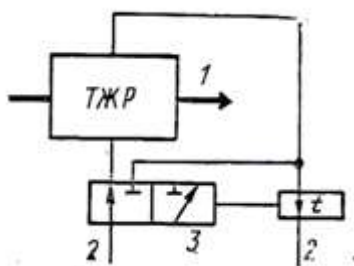


Рис.3. Схема топливо - жидкостного теплообменника (ТЖТ) с термодатчиком 1 – топливная магистраль, 2 – сливная магистраль ГС, 3 – термодатчик

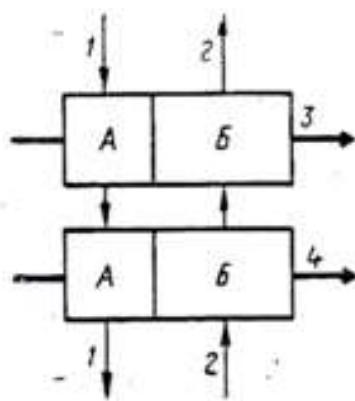


Рис.4. Схема сдвоенного ТЖТ А – малая секция, Б – большая секция, 1 – сливная магистраль 1-й ГС, 2 – сливная магистраль 2-й ГС, 3 – топливная магистраль 1-го двигателя, 4 – топливная магистраль 2-го двигателя.

Через ТЖТ топливо должно циркулировать постоянно в течение всего полёта вплоть до приземления, независимо от режима работы двигателя, даже при его отказе. При наличии на самолёте нескольких двигателей и нескольких гидросистем применяются сдвоенные радиаторы; при этом надёжность системы охлаждения повышается путём перекрестных соединений магистралей (рис.4.).

На дозвуковых самолётах нашли широкое применение конвективные теплообменники, которые выполняются в виде витых трубопроводов необходимой длины, располагаемые в расходных топливных баках (рис.5.). Эффективность их по сравнению с ТЖТ, установленных в расходных топливных магистралях, ниже из-за низкого $\kappa_{ТО}$, вызванного малой скоростью обтекания трубопроводов ТЖТ топливом при естественной конвекции в ТЖТ. В целях повышения эффективности конвективного ТЖТ и увеличения $\kappa_{ТО}$ вводится барботаж топлива в расходном баке в зоне установки ТЖТ, путём использования струйных насосов.

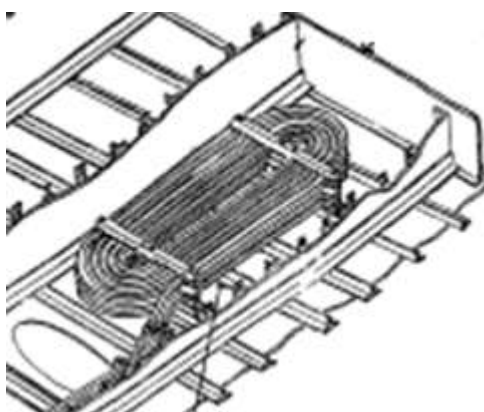


Рис.5. Пример конвективного теплообменника, расположенного в расходном топливном баке самолёта

Расчёт системы охлаждения жидкости гидросистемы для стационарного режима работы ГС необходимо начинать с оценки крейсерского расхода, т.е. среднего расхода, под-

держиваемого в гидросистеме в течение длительного крейсерского режима полёта. При этом кратковременные повышения расхода, вызванные взлётно-посадочным режимом полёта, уборкой-выпуском шасси или срабатыванием каких-либо агрегатов, в номинальный расчёт при стационарном режиме не принимаются. Их относят к нестационарным режимам работы системы охлаждения гидросистемы. Расчёт проводится для определения предельных температур рабочей жидкости $t_{ГС}$ как максимальных, так и минимальных при решении уравнения теплового баланса ГС (1).

Для поддержания температуры рабочей жидкости гидросистемы в заданных пределах при $\theta_{OC} \approx 0$ необходимо всю получаемую теплоту отводить с помощью системы охлаждения. Используя формулу (1), определяем количество тепловой энергии, идущей на нагревание гидросистемы.

При тепловом расчёте гидросистемы самолёта основное внимание обычно уделяется максимальным, так и минимальным температурам жидкости гидросистемы, выбору типа теплообменника (конвективного или проточного), места его установки (в проточной топливной магистрали – обычно так выполняется на сверхзвуковых самолётах или в расходном топливном баке – обычно так выполняется на дозвуковых самолётах), выбору гидравлической магистрали подключения к ТО (полнорасходной сливной магистрали – обычно так выполняется на сверхзвуковых самолётах или магистрали слива из корпуса основного насоса ГС - обычно так выполняется на дозвуковых самолётах).

На рис.6. представлена расчётная схема подключения к ГС проточного ТЖТ

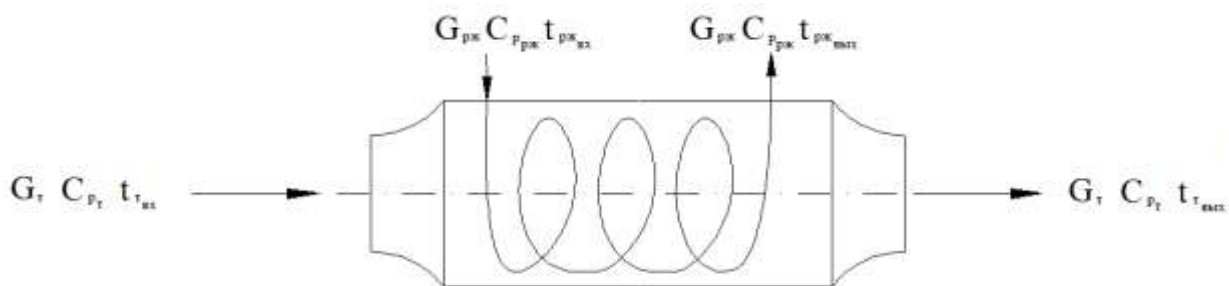


Рис.6. Расчётная схема подключения к ГС проточного ТЖТ

В упрощённом виде расчёт проводится с использованием уравнения теплового баланса, приняв:

$$\theta_{ТО} = G_{рж} C_{p_{рж}} (t_{рж_{вх}} - t_{рж_{вых}}) = G_{рж} C_{p_{рж}} \Delta t_{рж} = G_T C_{p_T} \Delta t_T = \kappa_{ТО} F_{ТО} \Delta t_{ТО_{cp}},$$

где - $G_{рж}, C_{p_{рж}}, t_{рж_{вх}}, t_{рж_{вых}}, \Delta t_{рж} = t_{рж_{вх}} - t_{рж_{вых}}$ соответственно весовой расход, удельная теплоёмкость, температура на входе в ТО, температура на выходе из ТО, разность температур рабочей жидкости; $G_T, C_{p_T}, \Delta t_T$ - соответственно весовой расход топлива через ТО, удельная теплоёмкость топлива, разность температур на выходе и входе топлива, прохо-

дящего через ТО; $\kappa_{TO}, F_{TO}, \Delta t_{TO_{cp}}$ - соответственно коэффициент теплопередачи ТО между рабочей жидкостью ГС и топливом, поверхность теплообмена ТО, средняя разность температур в ТО;

$$\Delta t_{TO_{cp}} = \frac{(t_{T_{ex}} - t_{p_{жex}}) - (t_{T_{вых}} - t_{p_{жвых}})}{2}.$$

Из уравнений можно получить

$$\Delta t_{p_{ж}} = t_{p_{жex}} - t_{p_{жвых}} = -\frac{\theta_{ГС} \pm \theta_{ОС}}{G_{p_{ж}} c_{p_{ж}}}.$$

Для случая $t_{ОС} < t_{p_{ж}}$ будет $-\theta_{ОС}$, т.е. отвод тепла из ГС, для $t_{ОС} > t_{p_{ж}}$ будет $+\theta_{ОС}$, т.е. приток тепла в ГС. Задаваясь в последнем уравнении температурой $t_{p_{жex}}$ максимально допустимой $t_{p_{жex}}^{max. доп}$ определяется искомая предельно допустимая температура

$$t_{p_{жвых}}^{предел. доп} = \frac{\theta_{ГС} \pm \theta_{ОС}}{G_{p_{ж}} c_{p_{ж}}} + t_{p_{жex}}^{max. доп}.$$

По потребному теплосъёму в теплообменнике $\theta_{ТО}$ и заданному температурному перепаду между жидкостью гидросистемы и топливом подбирается готовый ТЖТ с параметрами $\kappa_{ТО}, F_{ТО}$ или путём использования известных методов расчёта разрабатывается новый.

Для случая $t_{ОС} < t_{p_{жex}}$ и очень низких $t_{ОС}$ обычно ТЖТ отключён, т.е. $\theta_{ТО} = 0$, уравнение теплового баланса будет

$$\theta_{ГС} = \theta_{ОС} = \kappa_{ГС} F_{ГС} \Delta t_{ГС}.$$

$$\text{Отсюда } \Delta t_{ГС} = \frac{\theta_{ГС}}{\kappa_{ГС} F_{ГС}}$$

Далее определяется минимальная температура рабочей жидкости ГС

$$t_{p_{ж}}^{\min} = \frac{\theta_{ГС}}{\kappa_{ГС} F_{ГС}} + t_{ОС}$$

и необходимость её разогрева.

Расчёты по данной методике недостаточно точны, т.к. не учитывается большая разветвлённость ГС и различные перепады температур по зонам самолёта и может применяться для первых прикидочных расчётов на этапе эскизного проектирования ГС с дальнейшим проведением точного расчёта температур $t_{p_{ж}}$ по нескольким зонам самолёта. Расчёт ведётся на ЭВМ по зонам (участкам), которые выбираются так, чтобы параметры теплообмена на каждом участке были бы одинаковыми или мало отличались в начале и в конце каждого участка, т.е. $t_{ОСн} \approx t_{ОСк}$; $t_{p_{жн}} \approx t_{p_{жк}}$. Обычно деление ГС по зонам проводится по $t_{ОС}$ на следующие зоны: двигатель, левое и правое крыло, хвостовое оперение, фюзеляж - его герметичная часть, фюзеляж - его негерметичная часть (ниша основных и передней шасси и за гермоднищем). Каждая из этих зон могут иметь под зоны, где имеет место

локальные участки с более высокой или низкой t_{OC} , например, зона установки ВСУ (вспомогательная силовая установка), обдув горячими струями от двигателя, прохождение трассы ГС рядом с горячими трубами СКВ (системы кондиционирования воздуха) и т.д. В местах слияния или разделения потоков ГС с разными t_{OC} и $t_{рж}$ могут быть также проведены границы участков.

2. Нестационарный режим работы гидросистемы, под которым понимается не продолжительный режим полёта (например, предвзлётный, взлётный или посадочный режимы) с не установившейся температурой рабочей жидкости ГС. Уравнение теплового баланса:

$$\theta_{GC} \pm \theta_{OC} - \theta_{TO} = \Delta\theta,$$

где $\Delta\theta$ - тепловой поток, идущий на повышение или уменьшение температуры ГС.

Рассмотрим случай начала работы ГС после длительной стоянки самолёта при температуре окружающей среды около минус 60^0C . Внутри самолёта $t_{OC} \approx -60^0C$, $t_{рж} \approx -60^0C$. Взлёт самолёта при такой низкой $t_{рж}$ невозможен – необходим разогрев рабочей жидкости ГС, металла трубопроводов и гидроагрегатов до $t_{рж} \geq -20^0C$, когда вязкость жидкости станет приемлемой для обеспечения заданных характеристик РП, необходимых для управляемости самолёта.

В этом случае обычно ТО отключён и $\theta_{TO} = 0$,

$$\theta_{OC} = \sum_{i=1}^n \kappa_{GC_i} F_{GC_i} (t_{OC_i} - t_{рж_i})$$

При разогреве ГС θ_{OC} – величина отрицательная.

$\Delta\theta = \theta_{GC} - \theta_{OC}$ - тепловой поток, идущий на повышение температуры рабочей жидкости ГС $t_{рж_i}$, металла t_{M_i} трубопроводов, агрегатов и РП.

Разбивая процесс разогрева ГС на равные и малые промежутки времени $\Delta\tau_i$, для каждого $\Delta\tau_i$ определяется κ_{GC_i} , θ_{OC} , θ_{GC} , $\Delta\theta$ и прирост температуры $\Delta t_{рж_i}$ за каждый промежуток времени $\Delta\tau_i$, при этом возможно на весь период разогрева ГС принять t_{OC_i} неизменной.

$$\Delta t_{рж_i} \approx \frac{\Delta\theta_i \Delta\tau_i}{\sum_{j=1}^n c_{M_j} m_{M_j} + c_{рж} \sum_{k=1}^L m_{рж_k}},$$

– где c_M , m_M , $m_{рж}$ теплоёмкость металла ГС, масса металла и рабочей жидкости ГС, n – количество металлических элементов, нагреваемых рабочей жидкостью ГС, L – количество участков ГС, содержащих рабочую жидкость, которая участвует при разогреве ГС.

Тепловой поток θ_{GC} при низких значениях t_{OC} , $t_{рж}$ и отсутствии перемещений рулей, малой вязкости жидкости и крайне малых утечках имеет недостаточную величину

для эффективного (быстрого) разогрева ГС. Поэтому для сокращения времени разогрева в ГС и поддержания температуры жидкости в заданных пределах увеличивают $\theta_{ГС}$ путём введения специальных термклапан (ТК), включающих дополнительную перетечку из нагнетания в слив и ТК отключения ТО.

В результате расчёта по последнему выражению можно получить зависимость $t_{рж_i} = f(\tau)$ (рис.7. кривая 2 и 5) при этом чем меньше $\Delta\tau_i$, тем точнее решение. Пилообразную зависимость 2 и 5 заменяем плавной огибающей соответственно 1 и 6.

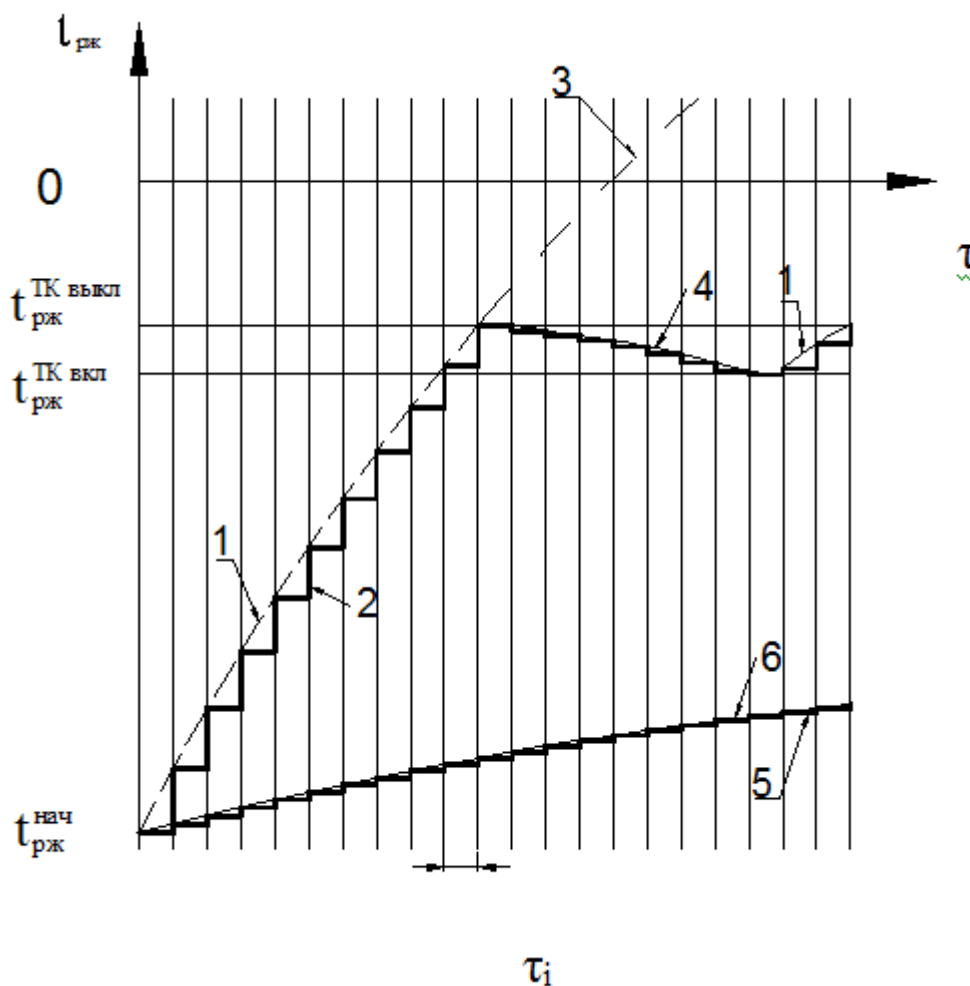


Рис.7. Зависимость температуры рабочей жидкости ГС от времени её разогрева при низких температурах

t_{OC} и $t_{рж}$. 1-огибающая пилообразной (расчётной) зависимости разогрева рабочей жидкости ГС;

2-пилообразная (расчётная) зависимость разогрева рабочей жидкости ГС; 3- продолжение зависимости разогрева рабочей жидкости ГС при не выключении термклапана (ТК); 4- зависимость остывания жидкости при выключении ТК дополнительных перетечек; 5 и 6- пилообразная зависимость и её огибающая разогрева жидкости при отсутствии дополнительных перетечек (термклапан дополнительных перетечек выключен).

Таким образом, для обеспечения нормальной работы гидроагрегатов в условиях отрицательных температур приходится разогревать жидкость гидросистемы перед взлётом. Жидкость обычно разогревается дросселированием с последующей прокачкой через тру-

бопроводы и агрегаты (рис.8). Однако в гидросистеме всегда имеются тупиковые зоны, аккумулирующие достаточное количество холодной жидкости, которая в определенные моменты поступает в бак, и резко снижает температуру жидкости в гидросистеме. К таким тупиковым зонам, прежде всего, относится система уборки-выпуска шасси.

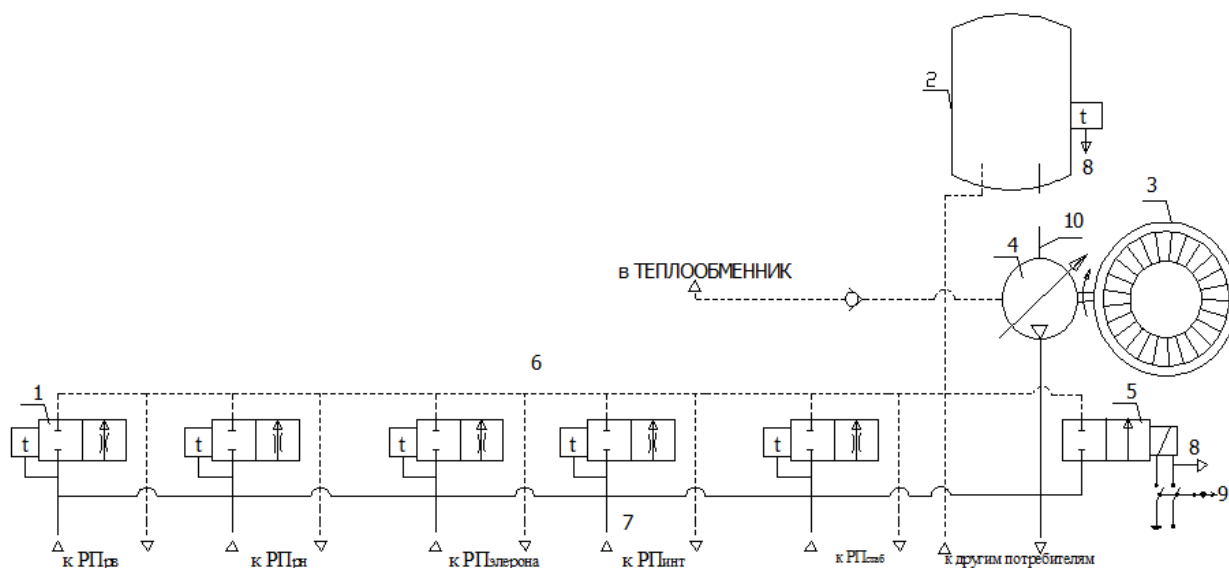


Рис.8. Установка устройств поддержания необходимой температуры жидкости ГС в зонах РП и клапана кольцевания. 1-термоклапан; 2-бак; 3- маршевый двигатель ; 4-насос; 5-клапан кольцевания, который включают для прогрева жидкости ГС перед взлётом при температуре жидкости ниже минус 20 °С; 6-линия слива; 7-линия нагнетания; 8- в систему контроля ГС; 9-сигнал управления из автоматической системы управления ГС или от летчика; 10-линия всасывания.

3. О нагреве жидкости при её дросселировании

При расчёте температурных режимов работы гидросистемы и систем её охлаждения необходимо определить повышение температуры рабочей жидкости при её дросселировании. Принимая, что работа L , отнесённая к единице массы и рассеиваемая при дросселировании жидкости, имеет вид:

$$L = \frac{1}{\rho} (p_1 - p_2) = c (T_2 - T_1)$$

Отсюда можно получить расчётную формулу повышения температуры жидкости при её дросселировании при условии отсутствия диссипации энергии в окружающую среду [6]:

$$\Delta T = \frac{p_1 - p_2}{\rho c} \quad (2)$$

где ΔT — разность температур рабочей жидкости до и после дросселя; p_1 и p_2 — давление жидкости до и после дросселя; ρ, c — плотность и теплоёмкость рабочей жидкости перед дросселем.

Здесь было принято величины ρ, c до и после дросселя одинаковы, хотя это недостаточно точно. Используя формулу (2), можно получить, что нагрев минеральных жидко-

стей при их дросселировании будет $\Delta T \approx 6^\circ C$ на каждые 100 кгс/см^2 (10 МПа). Как показывает эксперимент, расчёт по этому соотношению неточен, так как не учитывает объёмно-температурного расширения жидкости (изменение величин ρ, c) при дросселировании, что приводит к завышению ΔT , а также расчётной мощности и массы систем охлаждения гидросистем.

Рассмотрим процесс нагрева жидкости при перетечках с учётом всех факторов, влияющих на термодинамическое состояние дросселируемой жидкости. Этот процесс представляет собой стационарное течение без совершения внешней работы при постоянной скорости и установившихся давлениях до и после дросселя. Не исключается местное увеличение скорости в дросселирующем устройстве. При дросселировании идёт речь об изменении состояния жидкости при постоянной энтальпии $i = \text{const}$. Рассмотрим уравнение из определения энтальпии [7]

$$\begin{aligned} di &= TdS + Vdp \\ \frac{di}{dp} &= T \frac{dS}{dp} + V \end{aligned} \quad (3)$$

где p , V - давление и удельный объём; S - энтропия.

Из соотношений Максвелла

$$\left(\frac{\partial S}{\partial p}\right)_T = - \left(\frac{\partial V}{\partial T}\right)_p.$$

Подставляя в уравнение (3), получим

$$\left(\frac{\partial i}{\partial p}\right)_T = V - T \left(\frac{\partial V}{\partial T}\right)_p. \quad (4)$$

При дифференцировании энтальпии $i = f(T, p)$ имеем

$$di = \left(\frac{\partial i}{\partial p}\right)_T dp + \left(\frac{\partial i}{\partial T}\right)_p dT \quad (5)$$

Удельная теплота при постоянном давлении определяется

$$c_p = \left(\frac{\partial i}{\partial T}\right)_p \quad (6)$$

Подставляя (2) и (4) в (3) получим

$$\partial i = c_p dT + \left[V - T \left(\frac{\partial V}{\partial T}\right)_p \right] dp \quad (7)$$

При дросселировании имеем $i = \text{const}$, $di = 0$:

$$\left(\frac{\partial T}{\partial p}\right)_i = \frac{1}{c_p} \left[T \left(\frac{\partial V}{\partial T}\right)_p - V \right] \quad (8)$$

Коэффициент объёмного расширения α определяется так

$$\alpha_p = \frac{1}{V} \left(\frac{\partial V}{\partial T}\right)_p = \rho \left(\frac{\partial V}{\partial T}\right)_p \quad (9)$$

Подставляя выражение (9) в (8), получаем дифференциальный эффект изменения температуры при дросселировании

$$\left(\frac{\partial T}{\partial p}\right)_i = \frac{1}{c_p \rho} (T \alpha - 1) \quad (10)$$

Для оценки изменения температуры жидкости при дросселировании в конечном диапазоне изменения давления жидкости необходимо провести интегрирование соотношения (8). Заменяя это уравнение уравнением в конечных разностях, получим результирующее изменение температуры от снижения давления жидкости [8]:

$$\Delta T = \frac{\Delta p}{c_p} (T_1 \alpha - 1) \quad (11)$$

где Δp - перепад давления на дросселе; T_1 — температура жидкости перед дросселем, ΔT - перепад температур на дросселе, α - изобарический коэффициент расширения жидкости. Выражение в скобках $(T_1 \alpha - 1)$ можно принять как поправочный множитель для формулы (2).

Дальнейший расчёт изменения температуры жидкости по формуле (11) при дросселировании можно выполнить, приняв, что теплоёмкость и плотность жидкости - величины постоянные. По сравнению с формулой (2) это даёт более точный результат (ориентировочно на 30%).

Непосредственное интегрирование уравнения с использованием соотношений

$$di = 0 \text{ и } du = cdT$$

$$di = TdS + Vdp$$

где u - внутренняя энергия жидкости,

$$\int_{T_1}^{T_2} cdT = \frac{p_1}{\rho_1} - \frac{p_2}{\rho_2} \quad (12)$$

где p_1 и ρ_1 - давление и плотность жидкости перед дросселем; p_2 и ρ_2 - то же после дросселя; T_1 и T_2 - температура жидкости перед дросселем и после него, позволяет получить другую, тоже удобную, формулу для оценки конечного эффекта дросселирования (формула получена и экспериментально подтверждена к.т.н. Терновенко В.П.):

$$\Delta T = \frac{1}{C_{cp}} \left(\frac{p_1}{\rho_1} - \frac{p_2}{\rho_2} \right) \quad (13)$$

где $c_{cp} = \frac{c_1 + 2c_2}{3}$ - средняя расчётная теплоёмкость; c_1 и c_2 - теплоёмкость жидкости перед дросселем и после него

Погрешность расчётного перепада температуры по формуле (13) не превышает 4%. Проведённый анализ показывают необходимость учёта объёмно-температурного расширения жидкости при расчёте температурного уровня жидкости в гидросистеме. Так, например, повышение температуры при дросселировании жидкости 7-50с-3 составляет 4,5°C на каждые 100 кгс/см² (10 МПа). Расчёт по формуле (2) приводит к ~30%-ному завышению расчётного перепада температуры при дросселировании, по сравнению с действительно имеющим место. Расчёт по формуле (8) даёт приемлемый для практики результат. Наиболее точный расчёт обеспечивается по формуле (13).

4. Рекомендации по уменьшению тепловых потоков $\theta_{ГС}$, $\theta_{ОС}$

- уменьшать перетечки жидкости в гидроагрегатах, сервоприводах, рулевых гидроприводах и др. гидроагрегатах;
- не применять способ повышения устойчивости и демпфирования гидроприводов, основанный на введении дополнительных меж полостных перетечек жидкости в гидро-двигателе привода;
- уменьшать средние скорости отклонения рулей на крейсерских режимах полёта, путём фильтрации шумов в системе управления рулями от системы автоматического управления, не допускать не оправданных запасов по $M_{ш}$ на РП;
- повышать кпд насосов, уменьшать расходы жидкости на регулирование подачи и давления насоса, применять адаптивные насосы, позволяющих создать интеллектуальные гидросистемы, регулирующие давление и расход в гидросистемах в зависимости от режимов работы потребителей гидроэнергии;
- при переходе на давление в гидросистемах 35 Мпа или 560 Мпа полезно применение насосов с двухступенчатым номинальным давлением. Регулятор насоса обеспечивает основной режим работы, например, на номинальном давлении 21 Мпа, а при кратковременных перегрузочных режимах полёта насос переключается на давление 35 Мпа. Применение насосов с двухступенчатым номинальным давлением снижает объёмные потери в гидросистеме, позволяет рационально использовать мощность насосов, снизить тепловыделения в гидросистеме и мощность системы её охлаждения;
- полезно также применение так называемого форсирования номинального давления при возникновении расчётных отказов в резервированных ГС, что снижает установочную мощность ГС и мощность системы охлаждения;
- уменьшать или полностью отказаться от применения электрогидравлических усилителей типа «сопло-заслонка», имеющих значительные утечки жидкости, а больше использовать клапаны прямого действия;
- в случае высокой $t_{ОС}$ и наличии $\theta_{ОС}$ в ГС необходимо его уменьшить путём: уменьшения $\Delta t_{ГС}$, применяя высокотемпературные рабочие жидкости; уменьшения $F_{ГС}$, путём широкого применения комплексирования гидроагрегатов ГС; уменьшения коэффициента теплопередачи k_T и k_L , применяя теплоизолирующие материалы и отражающие экраны;
- расчёт температуры жидкости при её дросселировании необходимо проводить с учётом всех факторов, влияющих на термодинамическое состояние дросселируемой жидкости, что позволит получить более точные результаты *(в разделах 1 и 2 все выражения представлены при постоянных значениях ρ, c — плотность и теплоёмкость рабочей жидкости)*.

5. Теплоизоляция элементов ГС

Если требуется снизить теплопередачу из окружающей среды в ГС или наоборот, то для этого необходимо увеличить термическое сопротивление, которое существенно изме-

нит температуру поверхности и тем самым уменьшит все виды теплопередач. Увеличение термического сопротивления достигается нанесением теплоизоляции, которой называется всякое вспомогательное покрытие, снижающее тепловой поток в окружающую среду или обратно. Для теплоизоляции могут применяться любые материалы с низкой теплопроводностью, обладающие необходимой механической прочностью, долговечностью, низкой плотностью, малой гигроскопичностью, малой впитываемостью рабочей жидкости и высокой степени стойкости к ней. Коэффициент теплопроводности теплоизоляции в сильной степени определяется её пористостью, чем выше пористость тем, меньше κ_T теплоизоляции.

При теплопередаче в условиях свободной конвекции при $t_{0C}=+20^0C$ и $H=0$ толщину необходимой теплоизоляции трубопроводов с точностью $3\div5\%$ можно определить по формуле

$$\delta_{из} = 2,75 \frac{d^{1,2} \lambda_{из}^{1,35} t_{cm}^{1,73}}{\theta_e^{1,5}},$$

где $\delta_{из}$ - толщина изоляции, d – внешний диаметр трубопровода, t_{cm} - температура стенки трубопровода, $\lambda_{из}$ - коэффициент теплопроводности теплоизоляции, θ_e - тепловой поток с 1 погонного метра трубопровода.

Необходимо помнить, что тепловой поток уменьшается не пропорционально увеличению $\delta_{из}$. Более того, при неправильном выборе материала теплоизоляции и её толщины, тепловой поток может увеличиться, т.к. увеличивается внешняя поверхность теплообмена. Чтобы избежать этого явления, необходимо выполнить условие следующего неравенства

$$\lambda_{из} < \alpha \frac{d_{внеш}}{2}$$

где α – коэффициент теплопередачи от внешней поверхности теплоизоляции в окружающую среду, $d_{внеш}$ - внешний диаметр теплоизоляции. Если это условие не выполняется, то тепловой поток θ_e увеличивается вместо его уменьшения.

Заключение

1. Представлена методика расчёта температуры рабочей жидкости авиационных ГС для предварительных, оценочных, окончательных анализов стационарных и нестационарных тепловых режимов работы ГС.
2. Представлены варианты применяемых теплообменников и их предварительный расчет.
3. Даны рекомендации по уменьшению тепловых потоков $\Theta_{ГС}$, $\Theta_{ОС}$.
4. Даны рекомендации по подбору теплоизоляции элементов ГС.
5. Даны рекомендации по расчёту температуры рабочей жидкости ГС при её дросселировании.

Список литературы

1. Авиационные правила АП-25. Нормы лётной годности транспортной категории. Л.: ЛИИ им. М.М. Громова. 1994. 321 с.
2. Руководство по предотвращению авиационных происшествий ИКАО, 1984. 150 с.
3. Михеев М.А., Михеева И.М. Основы теплопередачи. М.: Энергия, 1977. 344 с.
4. Шумилов И.С., Чурсова Л.В., Седова Л.С. Рабочие жидкости авиационных гидросистем, их свойства // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2014. № 4. DOI: [10.7463/0414.0705577](https://doi.org/10.7463/0414.0705577)
5. Шумилов И.С. Системы управления рулями самолётов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2009. 469 с.
6. Фезандье Ж. Гидравлические механизмы. М.: Оборонгиз. 1960. 192 с.
7. Румер Ю.Б., Рывкин М.Ш. Термодинамика, статистическая физика и кинематика. М.: Наука. 1977. 553 с.
8. R. Beer. On the determination of heat transfer in hydraulic units. O+H, 1974. No. 4. Pp. 333-334.

Fluid Temperature of Aero Hydraulic Systems

I.S. Shumilov^{1,*}

^{*}shumilov-it@yandex.ru

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

Keywords: aerodynamic heating, hydraulics, temperature, heat balance, heat flow in the environment, steering gear, pump, pump flow, leakage, pressure drop, heat transfer, conduction, convection, radiation, heat exchanger, thermo-valve, the working fluid, the thermal insulation tubing

In modern supersonic aircrafts due to aerodynamic skin heating a temperature of hydraulics environment significantly exceeds that of permissible for fluids used. The same problem exists for subsonic passenger aircrafts, especially for Airbuses, which have hydraulics of high power where convective heat transfer with the environment is insufficient and there is no required temperature control of fluid. The most significant in terms of heat flow is the flow caused by the loss of power to the pump and when designing the hydraulic system (HS) it is necessary to pay very serious attention to it. To use a constant capacity pump is absolutely unacceptable, since HS efficiency in this case is extremely low, and the most appropriate are variable-capacity pumps, cut-off pumps, dual-mode pumps. The HS fluid cooling system should provide high reliability, lightweight, simple design, and a specified heat transfer in all flight modes.

A system cooling the fluid by the fuel of feeding lines of the aircraft engines is the most effective, and it is widely used in supersonic aircrafts, where power of cooling system is essential. Subsonic aircrafts widely use convective heat exchangers. In thermal design of the aircraft hydraulics, the focus is generally given to the maximum and minimum temperatures of the HS fluid, the choice of the type of heat exchanger (convective or flow-through), the place of its installation. In calculating the operating temperature of a hydraulic system and its cooling systems it is necessary to determine an increase of the working fluid temperature when throttling it. There are three possible formulas to calculate the fluid temperature in throttling, with the error of a calculated temperature drop from 30% to 4%.

The article considers the HS stationary and non-stationary operating conditions and their calculation, defines temperatures of fluid and methods to control its specified temperature. It also discusses various heat exchanger schemes, makes recommendations for regulation of heat flows, power reduction of cooling system, and choice of heat insulation elements of HS.

References

1. *Aviatsionnye pravila AP-25. Normy letnoy godnosti transportnoy kategorii*. [Aviation rules AP-25. Norms of airworthiness of transport category]. Leningrad, Gromov LII Publ., 1994. 321 p. (In Russian).
2. *Rukovodstvo po predotvrashcheniyu aviatsionnykh proisshestviy IKAO* [ICAO guidelines for the prevention of aviation accidents]. 1984. 150 p. (In Russian).
3. Mikheev M.A., Mikheeva I.M. *Osnovy teploperedachi* [Heat-transfer principles]. Moscow, Energiya Publ., 1977. 344 p. (In Russian).
4. Shumilov I.S., Chursova L.V., Sedova L.S. Process fluids of aero-hydraulic systems and their properties. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Baumana = Science and Education of the Bauman MSTU*, 2014, no. 4. (In Russian). DOI: [10.7463/0414.0705577](https://doi.org/10.7463/0414.0705577)
5. Shumilov I.S. *Sistemy upravleniya rulyami samoletov* [Control systems for aircraft rudders]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2009. 469 p. (In Russian).
6. Fezand'ye Zh. *Gidravlicheskie mekhanizmy* [Hydraulic mechanisms]. Moscow, Oborongiz Publ., 1960. 192 p. (In Russian).
7. Rumer Yu.B., Ryvkin M.Sh. *Termodinamika, statisticheskaya fizika i kinematika* [Thermodynamics, statistical physics and kinematics]. Moscow, Nauka Publ., 1977. 553 p. (In Russian).
8. R. Beer. On the determination of heat transfer in hydraulic units. *O+H*, 1974, no. 4, pp. 333-334.