

## ВЫБОР ЗНАЧЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ РАБОЧЕГО ТЕЛА НА ВХОДЕ В ТУРБИНУ ТУРБОНАСОСНОГО АГРЕГАТА

© 2021

**А. В. Иванов** доктор технических наук, доцент, заместитель главного конструктора по науке и новым технологиям;  
АО «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко», г. Химки;  
профессор кафедры 203;  
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);  
[iav308@inbox.ru](mailto:iav308@inbox.ru)

Рассмотрены вопросы выбора значения температуры рабочего тела на входе в турбину турбокомпрессорного агрегата при создании жидкостного ракетного двигателя. От температуры газа зависит работоспособность одного из ключевых элементов двигателя – турбины. Кроме того, температура газа на входе в турбину определяет её мощность, а следовательно и основные параметры двигателя – давление в камере и тягу. Чем выше температура газа перед турбиной, тем выше может быть реализовано давление в камере сгорания и лучшие технические характеристики двигателя. Допустимая температура конструкции турбины определяется из условия обеспечения требуемых запасов прочности и долговечности рабочих лопаток турбины. Для одноразовых двигателей запас прочности определяется по кратковременной прочности материала при максимальной температуре газа. Для двигателей многократного применения с длительным ресурсом запас прочности определяется по длительной прочности материала. В статье рассмотрены основные факторы, влияющие на выбор температуры генераторного газа. Показано, что одной из основных составляющих является неравномерность поля температур на входе в турбину. Выбор предельно допустимой температуры определяется не столько схемой двигателя – с дожиганием окислительного или восстановительного генераторного газа, сколько прочностью и долговечностью конструкции, в том числе с учетом влияния температурных факторов.

*Турбина; температура; неравномерность*

---

**Цитирование:** Иванов А.В. Выбор значения температуры рабочего тела на входе в турбину турбокомпрессорного агрегата // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 4. С. 20-27. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-4-20-27

Выбор температуры рабочего тела на входе в турбину – одна из основных задач не только проектирования турбокомпрессорного агрегата (ТНА), но и создания всего жидкостного ракетного двигателя (ЖРД). Связано это с тем, что от температуры газа зависит работоспособность одного из ключевых элементов двигателя – турбины. Кроме того, температура газа на входе в турбину определяет её мощность, а следовательно и основные параметры двигателя – давление в камере и тягу. Чем выше температура газа перед турбиной, тем выше может быть реализовано давление в камере сгорания и тем лучше технические характеристики двигателя. При разработке двигателя температура газа на входе в турбину выбирается максимальной, но не превышающей температуру, допустимую по условиям обеспечения работоспособности турбины. Выбор температуры газа связан с выбором материалов деталей турбины с учётом действующих в конструкции напряжений. Наиболее важен выбор значения максимальной температуры газа для двигателей генераторных схем, т.к. в безгенераторных уровень температуры определяется подогревом рабочего тела в тракте охлаждения камеры и не превышает 500 К. При дальнейшем рассмотрении считаем, что температура конструкции равна температуре газа в проточной части вблизи этого элемента конструкции.

Допустимая температура конструкции турбины  $T_{доп}$  определяется из условия обеспечения требуемых запасов прочности и долговечности рабочих лопаток турбины. Для одноразовых двигателей запас прочности определяется по кратковременной прочности материала при максимальной температуре газа. Для двигателей многократного применения с длительным ресурсом запас прочности определяется по длительной прочности материала. Допустимая температура не может превышать предельное значение температуры, при которой идут необратимые структурные превращения в материале, ухудшающие прочностные характеристики и, в особенности, пластичность материалов. За время создания жидкостных ракетных двигателей напряжённость турбин двигателей типа РД0120, РД170, выполненных по схеме с дожиганием генераторного газа, по сравнению с двигателями типа РД0210, РД275, выполненными также по схеме с дожиганием генераторного газа, выросла более чем в 2 раза и более чем в 3,4 раза по сравнению с двигателями типа РД107, РД0110, выполненными по схеме без дожигания генераторного газа.

Значения температуры газа на входе в турбину для различных двигателей [1 – 4] приведены на рис. 1. Из рисунка видно, что для двигателей, выполненных по схеме без дожигания генераторного газа и двигателей однократного применения может быть выбрана более высокая температура рабочего тела. Для двигателей многократного применения, выполненных по схеме с дожиганием как восстановительного, так и окислительного генераторного газа значения температуры на входе в турбину близки. Исключение составляет турбина водородного ТНА двигателя RS-25 (SSME), однако при создании новых турбонасосных агрегатов для повышения работоспособности турбин температура газа на входе была снижена без изменения остальных параметров двигателя.

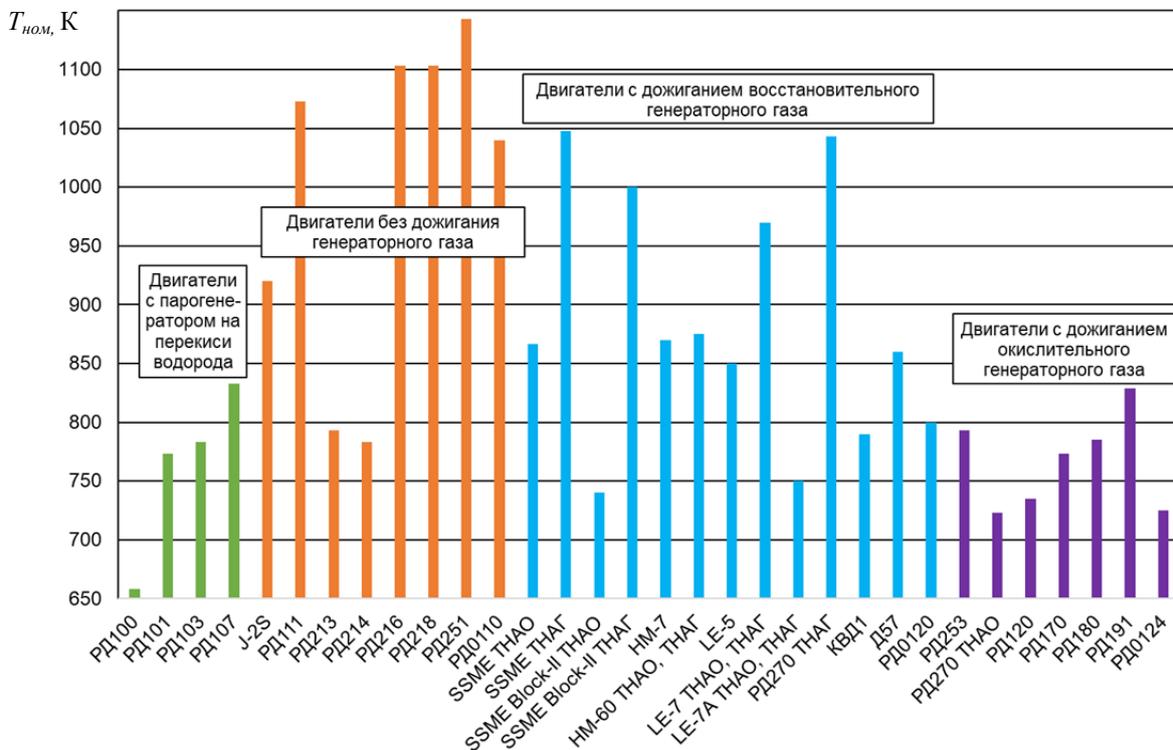


Рис. 1. Значения температуры на входе в турбину различных ЖРД

На величину допустимой температуры газа на входе в турбину влияют следующие основные факторы:

- неравномерность температурного поля на входе в турбину ( $\Delta T_{нер}$ );
- изменение температуры, связанное с параметрами компонентов на входе в двигатель – давления и температуры ( $\Delta T_{вх}$ );
- изменение температуры, связанное с изменением режима регулирования двигателя ( $\Delta T_{рег}$ );
- изменение температуры, связанное с форсированием двигателя по сравнению с номинальным режимом работы ( $\Delta T_{ф}$ );
- разброс температуры, связанный с допусками на изготовление элементов турбины и её экономичность ( $\Delta T_{изг}$ );
- разброс температуры, связанный с разбросом характеристик агрегатов двигателя ( $\Delta T_{агр}$ );
- разброс температуры, связанный с особенностями настройки двигателя ( $\Delta T_{настр}$ );
- изменение температуры, связанное с изменениями характеристик агрегатов в процессе работы двигателя из-за силовых и термических деформаций ( $\Delta T_{эксп}$ );
- изменение температуры, связанное с влиянием других агрегатов на параметры турбины, например утечки из насоса в турбину, которая влияет как на напряжённое состояние, так и на снижение среднemasсовой температуры газа ( $\Delta T_{вл}$ ).

С учётом влияния приведённых факторов температура в проточной части турбины может быть определена по следующей зависимости:

$$T_m = T_{ном} - \Delta T_{нч} \pm \Delta T_{нер} \pm \Delta T_{вх} \pm \Delta T_{рег} \pm \Delta T_{ф} \pm \Delta T_{изг} \pm \Delta T_{агр} \pm \Delta T_{настр} \pm \Delta T_{эксп} \pm \Delta T_{вл},$$

где  $T_{ном}$  – среднemasсовая температура газа на входе в турбину на номинальном режиме работы;  $\Delta T_{нч}$  – снижение температуры газа при его течении в проточной части турбины.

Температура газа по проточной части турбины уменьшается от входа к выходу. Для эксплуатируемых в настоящее время ЖРД снижение температуры газа в проточной части от входа до выхода из турбины составляет 50...150 К. Поэтому в турбине ТНА наиболее напряжёнными элементами конструкции являются входная часть корпуса турбины и сопловой аппарат первой ступени. Максимальное снижение температуры газа  $\Delta T_{нч}$  наблюдается на рабочих лопатках колеса турбины и выходной части корпуса турбины.

Максимальная температура газа на турбине может быть реализована при условии влияния всех факторов в направлении её увеличения:

$$T_m^{max} = T_{ном} - \Delta T_{нч} + \Delta T_{нер} + \Delta T_{вх} + \Delta T_{рег} + \Delta T_{ф} + \Delta T_{изг} + \Delta T_{агр} + \Delta T_{настр} + \Delta T_{эксп} + \Delta T_{вл}.$$

В то же время максимальная температура газа не должна превышать допустимой температуры для применяемого материала с учётом запаса факторов, которые не могут быть точно определены в процессе проектирования:

$$T_m^{\max} = T_{\text{доп}} - \Delta T_{\text{запас}}$$

где  $T_{\text{доп}}$  – допустимая температура конструкции для выбранного материала;  $\Delta T_{\text{запас}}$  – запас на трудно учитываемые факторы, влияющие на тепловое состояние конструкции.

С учётом приведённых факторов выражение для определения номинальной температуры рабочего тела на входе в турбину турбонасосного агрегата ЖРД при условии, что на входе в турбину  $\Delta T_{\text{нч}} = 0$ , будет выглядеть следующим образом:

$$T_{\text{ном}} = T_{\text{доп}} - \Delta T_{\text{запас}} - \Delta T_{\text{нер}} - \Delta T_{\text{вх}} - \Delta T_{\text{рег}} - \Delta T_{\text{ф}} - \Delta T_{\text{изг}} - \Delta T_{\text{агр}} - \Delta T_{\text{настр}} - \Delta T_{\text{эксп}} - \Delta T_{\text{вл}}.$$

Рассмотрим их более подробно.

Величина запаса температуры на трудно учитываемые факторы зависит от схемы двигателя, способа изготовления элементов конструкции, в том числе возможного наличия дефектов, влияющих на работоспособность, напряжённость турбины и т.п.

С учётом более низкой напряжённости турбин двигателей, выполненных по схеме без дожигания генераторного газа по сравнению с турбинами двигателей, выполненных по схеме с дожиганием генераторного газа, запас по температуре для них может быть существенно меньше.

Например, изготовление конструкции с использованием аддитивных технологий требует необходимости учёта влияния на работоспособность дефектов в виде несплавления по границам гранул или раковин, образованных несплавленными гранулами [5]. Такие дефекты могут не выявляться в процессе контроля с применением томографии, что требует повышения запаса по допустимым напряжениям, то есть снижения температуры генераторного газа.

Применение схемы двигателя с дожиганием окислительного генераторного газа предполагает введение дополнительного запаса по температуре для обеспечения стойкости конструкции к возгоранию. С учётом современных достижений в материаловедении, работ по исследованию стойкости конструкционных материалов к возгоранию в среде окислительного генераторного газа, опыта эксплуатации жидкостных ракетных двигателей РД170, РД171, РД171М, РД180, РД191, РД0124, РД0124А, 11Д58М и других видно, что выбор предельно допустимой температуры определяется не столько схемой двигателя – с дожиганием окислительного или восстановительного генераторного газа, сколько прочностью и долговечностью конструкции, в том числе с учётом влияния температурных факторов.

В то же время в определении максимальной температуры на входе для турбин, работающих на окислительном и восстановительном генераторном газе, есть некоторые отличия.

Для турбин, работающих на окислительном генераторном газе, предельная допустимая температура на входе должна определяться по максимальной местной температуре газа на входе в турбину, так как величина местной температуры определяет запасы по стойкости конструкции турбины к возгоранию.

Для элементов конструкции турбин, работающих на восстановительном генераторном газе, температура конструкции может приниматься равной максимальной среднemasсовой температуре газа на выходе из газогенератора без учёта неравномерности температурного поля. Однако неравномерность температурного поля должна быть учтена в расчёте долговечности элементов турбины.

В общем случае на стадии проектирования может быть рекомендована величина запаса температуры на трудно учитываемые факторы в диапазоне от 20 до 200 К, при этом меньшая величина относится к однорежимным двигателям без дожигания генера-

торного газа, а большая – к многорежимным двигателям многократного применения, выполненным по схеме с дожиганием генераторного газа. Следует отметить, что современные ЖРД даже при однократном использовании в составе ракеты-носителя требуют проведения контрольно-технологических испытаний на рабочих компонентах топлива без последующей переборки. Таким образом, турбины таких ЖРД можно считать турбинами многократного использования.

Неравномерность температурного поля на входе в турбину ( $\Delta T_{\text{нер}}$ ) является одним из основных факторов, влияющих на выбор температуры генераторного газа на входе в турбину. Величина  $\Delta T_{\text{нер}}$  определяется совершенством процессов в газогенераторе и для современных двигателей составляет от 20 до 80 К [6 – 8]. Влияние неравномерности температурного поля на тепловое состояние и на работоспособность элементов конструкции вдоль проточной части различное. Поэтому при проектировании необходимо определить по какому элементу конструкции должна назначаться допустимая температура и какая должна быть величина этой температуры. Приращение температуры конструкции турбины из-за неравномерности температурного поля на входе и выходе различно. Приращение температуры корпусов подвода и отвода турбины практически равно  $\Delta T_{\text{нер}}$ . Приращение температуры рабочих лопаток меньше, чем  $\Delta T_{\text{нер}}$ , так как при вращении ротора лопатки поочередно проходят зоны повышенной и пониженной температуры.

Неравномерность температурного поля может быть радиальной, окружной и местной. Радиальная неравномерность, например, может возникать за счёт пристеночного слоя, имеющего более низкую, чем основной поток, температуру. Радиальная неравномерность может иметь как положительное, так и отрицательное влияние на напряжённое состояние лопаток и банджажа колёс турбины. Окружная неравномерность температуры газа создает динамические нагрузки на лопатках, снижающие ресурс лопаток турбины, так как окружное усилие на лопатках изменяется при переходе из «холодной» в «горячую» зону.

Обеспечение минимальной неравномерности температурного поля на входе в турбину – важная задача в выборе допустимой температуры газа и в обеспечении работоспособности турбины. Для оценки долговечности лопаток турбины и окончательного выбора температуры газа на входе в турбину необходим детальный расчёт теплового и напряжённо-деформированного состояния лопаток турбины.

В процессе создания многорежимного однокамерного ЖРД, выполненного по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа, были получены следующие значения неравномерности температурного поля на выходе из газогенератора [8]:

- радиальная неравномерность  $\Delta \bar{T}_{\text{нер}}^{\text{рад}}$  от –3,9 до 1,6 %;
- окружная неравномерность  $\Delta \bar{T}_{\text{нер}}^{\text{окр}}$  от –3,8 до 6,3 %;
- максимальная неравномерность  $\Delta \bar{T}_{\text{нер}}^{\text{max}}$  от –3,8 до 6,3 %.

Таким образом, при выборе температуры газа на турбине ТНА можно предварительно принимать неравномерность температурного поля на входе в турбину от –4 до 7% от среднemasсовой температуры генераторного газа.

Величины  $\Delta T_{\text{ex}}$ ,  $\Delta T_{\text{рег}}$ ,  $\Delta T_{\text{ф}}$  определяются требованиями технического задания на двигатель. Величины  $\Delta T_{\text{экспл}}$ ,  $\Delta T_{\text{вл}}$  определяются особенностями конструкции насосов и турбин, существенно изменить их значения можно только серьёзной переделкой конструкции. Величины  $\Delta T_{\text{изг}}$ ,  $\Delta T_{\text{агр}}$ ,  $\Delta T_{\text{настр}}$  могут быть уменьшены за счёт уменьшения допусков на изготовление деталей, взаимной подгонки размеров деталей, селективного

отбора деталей при сборке агрегатов или селективного подбора агрегатов при настройке и общей сборке двигателя. При проектировании ТНА особое внимание уделяется обеспечению минимального разброса величин зазоров по уплотнениям рабочих колес турбины и крыльчаток насосов. Вызвано это тем, что утечки через уплотнения, определяемые величинами зазоров, оказывают существенное влияние на экономичность насосов и турбин ТНА, а следовательно и на температуру газа на входе в турбину. Поэтому, как правило, назначается точность изготовления уплотнительных поясков крыльчаток, плавающих колец и элементов щелевых уплотнений, превышающая точность изготовления остальных деталей. Для уменьшения влияния допусков на изготовление в одноблочной схеме ТНА по результатам гидравлических испытаний насосов может проводиться доработка крыльчаток по наружному диаметру одного из насосов для обеспечения требуемого соотношения напоров насосов окислителя и горючего. Сопловые аппараты турбин подвергаются проливке или продувке и последующей доработке до требуемой величины проходного сечения. Величина  $\Delta T_{agr}$  дополнительно может быть уменьшена за счёт поднастройки двигателя по результатам контрольных испытаний двигателя на рабочих компонентах.

Задача внедрения мероприятий по снижению  $\Delta T_{изг}$ ,  $\Delta T_{agr}$ ,  $\Delta T_{настр}$  особенно актуальна для малоразмерных двигателей. С уменьшением тяги двигателя уменьшение допусков на изготовление элементов проточной части насосов и турбины значительно меньше, чем уменьшение расходов через насосы и турбину, что приводит к повышенному влиянию допусков изготовления на характеристики насосов и турбины. Поэтому обеспечению высокой точности изготовления деталей ТНА малоразмерных двигателей должно уделяться особое внимание.

В зависимости от назначения двигателя, его схемы и циклограммы работы диапазон изменения параметров  $\Delta T_{вх}$ ,  $\Delta T_{рег}$ ,  $\Delta T_{ф}$  может быть различным и на стадии проектирования определяется расчётным путём. Например, для форсированного варианта двигателя РД120 с тягой 93 тс при номинальной температуре рабочего тела на входе в турбину 792 К максимальная температура с учётом параметров регулирования составляет 917 К. То есть приращение температуры за счёт факторов  $\Delta T_{вх}$ ,  $\Delta T_{рег}$ ,  $\Delta T_{ф}$  составило 125 К. При этом сохраняются достаточные запасы работоспособности турбины турбонасосного агрегата по температуре, для двигателя-прототипа РД120 было достигнуто максимальное значение температуры генераторного газа на входе в турбину 963 К [9].

Влияние факторов, связанных с допусками на изготовление, деформациями и взаимным влиянием агрегатов двигателя  $\Delta T_{экссл}$ ,  $\Delta T_{вл}$ ,  $\Delta T_{изг}$ ,  $\Delta T_{agr}$ ,  $\Delta T_{настр}$ , определяется при создании двигателя как расчётом при предельных сочетаниях допусков на изготовление, так и в процессе доводки: автономных испытаний элементов конструкции и агрегатов, огневых доводочных испытаний двигателя. На этапе проектирования можно либо учитывать эти факторы в составе  $\Delta T_{занас}$  (запаса по температуре на трудно учитываемые факторы), либо назначать значения экспертным способом на основании опыта создания турбин ТНА ЖРД.

На основании вышеизложенного можно сделать следующие выводы:

Выбор температуры генераторного газа на турбине требует учёта большого числа различных факторов, связанных как с параметрами двигателя, так и с особенностями его конструкции и изготовления.

В целом выбор предельно допустимой температуры определяется не столько схемой двигателя и химическим составом генераторного газа, сколько прочностью и долговечностью конструкции, в том числе с учётом влияния температурных факторов.

### **Библиографический список**

1. Дмитренко А.И., Иванов А.В., Кравченко А.Г., Момотов В.И., Савин А.А., Глебов В.А. Разработка турбонасосных агрегатов для современных кислородно-керосиновых двигателей с дожиганием окислительного генераторного газа // Космонавтика. 2012. № 2. С. 42-49.
2. Чванов В.К., Кашкаров А.М., Ромасенко Е.Н., Толстиков Л.А. Турбонасосные агрегаты ЖРД конструкции НПО Энергомаш // Конверсия в машиностроении. 2006. № 1. С. 15-21.
3. Sutton G.P. Turbopumps, a historical perspective // AIAA/ASME/SAE/ASEE 42nd Joint Propulsion Conference (July, 9-12, 2006, Sacramento, California). V. 9. P. 6784-6824.
4. Иванов А.В., Белоусов А.И., Дмитренко А.И. Турбонасосные агрегаты кислородно-водородных ЖРД. Воронеж: ВГТУ, 2011. 283 с.
5. Иванов А.В., Рудис М.А. Оценка долговечности лопаток рабочего колеса турбины ТНА при наличии дефектов, вызванных особенностями изготовления // Авиационные двигатели. 2020. № 2 (7). С. 7-14. DOI: 10.54349/26586061\_2020\_2\_7
6. Барсуков О.А., Стриженко П.П. Результаты огневых испытаний окислительного газогенератора ЖРД 11Д58МФ // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2014. № 5 (47), ч. 3. С. 167-175. DOI: 10.18287/1998-6629-2014-0-5-3(47)-167-175
7. Ягодников Д.А., Чертков К.О., Антонов Ю.В., Новиков А. Численное исследование рабочего процесса в восстановительном газогенераторе кислород-метанового ЖРД разгонного блока // Аэрокосмический научный журнал. 2015. № 5. С. 12-25. DOI: 10.7463/aersp.0515.0821899
8. Аджян А.П. Особенности разработки окислительного газогенератора для многорежимного однокамерного двигателя // Труды НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко. 2010. № 27. С. 200-216.
9. Каторгин Б.И., Чванов В.К., Фатуев И.Ю., Коновалов С.Г. Исследование особенностей форсирования двигателя РД-120 // Вестник отделения «Космические энергетические системы нового поколения» Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского. 2004. Вып. 1. С. 11-16.

### **CHOICE OF GAS TEMPERATURE AT THE TURBOPUMP TURBINE INLET**

© 2021

**A. V. Ivanov** Doctor of Science (Engineering), Associate Professor, Deputy Chief Designer for Science and New Technologies;  
JSC NPO Energomash, Khimki, Russian Federation;  
Professor of Department 203;  
Moscow Aviation Institute (National Research University),  
Moscow, Russian Federation;  
[iav308@inbox.ru](mailto:iav308@inbox.ru)

The article considers some issues of choosing the gas temperature at the inlet of a liquid rocket engine turbopump turbine. The turbine is one of the key elements of the engine and its operability depends on the gas temperature. In addition, the turbine inlet gas temperature determines its power and main parameters of the engine – chamber pressure and thrust. The higher turbine inlet gas temperature, the higher the chamber pressure and the better engine performance. The permissible temperature of the turbine structure is determined by the required safety margins and durability of the turbine rotor blades. For expendable engines, the safety margin is determined by the material short-term strength at maximum gas temperature. For reusable engines with a long service life, the safety factor is

determined by the material long-term strength. The article presents the main factors affecting the choice of the generator gas temperature. It shows that one of the main factors is the non-uniformity of the temperature field at the turbine inlet. The choice of maximum admissible temperature is determined not so much by the engine schematic – with the afterburning of oxidizing or reducing generator gas, but by the strength and durability of the structure with account of the influence of temperature factors.

*Turbine; temperature; non-uniformity*

---

*Citation:* Ivanov A.V. Choice of gas temperature at the turbopump turbine inlet. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2021. V. 20, no. 4. P. 20-27. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-4-20-27

---

### References

1. Dmitrenko A.I., Ivanov A.V., Kravchenko A.G., Momotov V.I., Savin A.A., Glebov V.A. Modern oxygen-kerosene oxidiser staged-combustion cycle engines turbopumps development. *Kosmonavtika*. 2012. No. 2. P. 42-49. (In Russ.)
2. Chvanov V.K., Kashkarov A.M., Romasenko E.N., Tolstikov L.A. Turbo-driven pump sets of liquid-propellant rocket engines at NPO «Energomash». *Conversion in Machine Bulding of Russia*. 2006. No. 1. P. 15-21. (In Russ.)
3. Sutton G.P. Turbopumps, a historical perspective. *AIAA/ASME/SAE/ASEE 42nd Joint Propulsion Conference (July, 9-12, 2006, Sacramento, California)*. V. 9. P. 6784-6824.
4. Ivanov A.V., Belousov A.I., Dmitrenko A.I. *Turbonasosnye agregaty kislorodno-vodorodnykh ZhRD* [Turbopumps for oxygen-hydrogen rocket engines]. Voronezh: Voronezh State Technical University Publ., 2011. 283 p.
5. Ivanov A.V., Rudis M.A. Durability assessment of turbopump turbine wheel blades with manufacturing feature defects. *Aviation Engines*. 2020. No. 2 (7). P. 7-14. (In Russ.). DOI: 10.54349/26586061\_2020\_2\_7
6. Barsukov O.A., Strizhenko P.P. Results of hot tests of an oxygen preburner of a liquid-propellant engine 11D58MF. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2014. No. 5 (47), part 3. P. 167-175. (In Russ.). DOI: 10.18287/1998-6629-2014-0-5-3(47)-167-175
7. Yagodnikov D.A., Chertkov K.O., Antonov Yu.V., Novikov A. Numerical study of the working process in the reducing gas generator of the upper stage oxygen - methane engine. *Aerospace Scientific Journal of the Bauman MSTU*. 2015. No. 5. P. 12-25. (In Russ.). DOI: 10.7463/aersp.0515.0821899
8. Adzhjan A.P. Features of development of oxidizer-rich preburner for multimode single-chamber engine. *Proceedings of NPO Energomash*. 2010. No. 27. P. 200-216. (In Russ.)
9. Katorgin B.I., Chvanov V.K., Fatuev I.Yu., Konovalov S.G. Features of RD-120 engine forcing investigation. *Vestnik otdeleniya «Kosmicheskie Energeticheskie Sistemy Novogo Pokoleniya» Rossiyskoy akademii kosmonavtiki im. K.E. Tsiolkovskogo*. 2004. Iss. 1. P. 11-16. (In Russ.)