

раметрами окружающей среды. Для процесса разделения минимальная затрата работы может быть определена по формуле Гюи-Стодолы:

$$L_{\text{мин}} = T_0 \Delta s,$$

где Δs – суммарное изменения энтропии в процессе растворения солей, T_0 – температура, при которой происходит процесс разделения.

Обычно минимальная работа подсчитывается по изменению парциального термодинамического потенциала F при изотермическом переносе чистой воды из раствора одной концентрации в раствор с другой концентрацией:

$$-L_{\text{мин}} = RT_0 \ln \frac{a}{a'},$$

где a и a' – активности воды в начальном и конечном состояниях, R – удельная газовая постоянная. Конечное состояние представляет собой чистую воду и принято в качестве стандартного, для которого $a'=1$.

Данное выражение справедливо только для первого момента процесса разделения. По мере извлечения пресной воды из раствора его концентрация растёт, и работа процесса увеличивается. Это выражение можно интерпретировать как расход энергии для процесса разделения с бесконечным объёмом исходного соленого раствора. Если коэффициент извлечения больше нуля, то мини-

мальная работа обратимого процесса разделения солёного раствора определяется выражениями:

$$-dL = \Delta F dn$$

и

$$-L_{\text{мин}} = RT_0 \int_{n_1}^{n_2} \ln a \, dn,$$

где n_1 и n_2 – начальное и конечное число молей солёного раствора.

Как видно из данного уравнения, минимальная работа опреснения определяется температурой среды, солёностью исходного раствора и конечным солесодержанием раствора (или, что то же самое, коэффициентом извлечения пресной воды τ).

Тогда, в качестве критерия для сравнительного анализа опреснительных установок можно ввести отношение минимальной работы, которую можно затратить для опреснения к реальным затратам.

Как показывают расчёты, наиболее эффективными установками согласно этому критерию являются установки обратного осмоса и дистилляционные установки с механической компрессией пара. Их эффективность достигает значений порядка 10% для установок с механической компрессией и 20% для установок обратного осмоса. Значения для остальных дистилляционных установок не превышают 1-2%.

УДК 621.45.01:004.942

МЕТОДЫ И СРЕДСТВА ВЫБОРА ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА И КОНСТРУКТИВНЫХ СХЕМ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ЭТАПЕ КОНЦЕПТУАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

© 2018 Е.П. Филинов

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

METHODS AND MEANS OF CHOICE OF OPTIMUM PARAMETERS OF THE WORKING PROCESS AND CONSTRUCTIVE SCHEMES OF SMALL-SCALE GAS-TURBINE ENGINES AT THE STAGE OF CONCEPTUAL DESIGNING

Filinov E. P. (Samara National Research University, Samara, Russian Federation)

The paper presents the study of the effect of turbojet engine size on the optimal values of the parameters of its working process and the choice of the engine design. Areas of optimal parameters of the working process of small-scale turbojet engines in the range of traction from 0.1 kN to 100 kN are determined.

В работе представлено исследование двигателей (ТРД) на оптимальные значения влияния размерности турбореактивных параметров его рабочего процесса и выбор

конструктивной схемы двигателя. Оптимизация параметров проведена в многокритериальной постановке с учётом функциональных ограничений, в качестве критериев выбраны удельный расход топлива на крейсерском режиме и суммарная масса силовой установки и топлива, потребного для полёта ЛА на заданную дальность. В качестве летательных аппаратов рассмотрены самолёты-мишени и крылатые ракеты. Определены области оптимальных параметров рабочего процесса малоразмерных ТРД в диапазоне тяг от 0,1 кН до 100 кН. Показано, что при уменьшении размеров двигателя оптимальные значения параметров рабочего процесса уменьшаются, а области оптимальных параметров сужаются. Определены рациональные по совокупности критериев параметры рабочего процесса и конструктивные схемы малоразмерных ТРД в зависимости от тяги двигателя и его целевого назначения. Работа проводилась в САЕ-системе «АСТРА», которая была разработана в Самарском университете для решения задач оптимизации параметров и схем газотурбинных двигателей.

В ходе расчётов и построении локально-оптимальных областей с учётом функциональных ограничений были выбраны рациональные конструктивные схемы ТРД для следующих диапазонов тяг:

- От 0,1 до 0,7 кН – центробежный компрессор и центростремительная турбина.
- От 0,7 до 1,3 кН – центробежный компрессор и осевая турбина.
- От 1,3 до 7 кН – осецентробежный компрессор и осевая турбина.
- От 7 до 100 кН – осевой компрессор и осевая турбина.

С уменьшением размерности двигателя оптимальные значения параметров рабочего процесса ТРД снижаются, особенно это заметно по степени повышения давления $\pi_{к\Sigma}^*$, а сами значения $\pi_{к\Sigma opt}^*$ уменьшаются в 6 раз при уменьшении тяги двигателя от 100 кН до 0,1 кН. При этом оптимальные значения температуры газа перед турбиной $T_{г opt}^*$ уменьшаются незначительно, на 10–15%. При уменьшении тяги с 50 кН до 25 кН оптимальное значение $\pi_{к\Sigma}^*$ снижается на 5%, а при уменьшении тяги с 25 кН до 10 кН $\pi_{к\Sigma}^*$ снижается на 15%. Отсюда можно сделать вывод, что влияние размерности на

оптимальные параметры рабочего процесса становится особенно сильным при уменьшении тяги двигателя ниже значения 25 кН.

В результате проведённых исследований выполнен анализ влияния размерности ГТД на эффективность осевых, осецентробежных и центробежных компрессоров, осевых и радиально-осевых турбин. На этой основе в математические модели термогазодинамического анализа ГТД введены поправки на КПД лопаточных машин, учитывающие влияние фактора размерности.

Выполнен обзор существующих математических моделей массы авиационных двигателей и сделаны выводы о необходимости уточнения коэффициентов, применительно к МГТД. В результате проведённого уточнения удалось добиться требуемой точности рассматриваемой модели для расчёта массы малоразмерных ГТД.

Были сформулированы рекомендации по выбору рациональных параметров рабочего процесса и схем для линейки МТРД.

Применение результатов данной работы на этапе концептуального проектирования позволит существенно сократить временные затраты на проектирование, снизить риск невыполнения требований технического задания и повысить надёжность проектирования, обеспечить обоснованный выбор конструктивных и режимных параметров двигателя, в том числе, в условиях множественности показателей эффективности системы более высокого уровня и неопределённости исходных проектных данных. Результаты оптимизации на рассмотренном этапе проектирования используются в дальнейшем в качестве исходных данных для детального проектирования и конструирования элементов и систем двигателя.

Дальнейшее развитие рассмотренной темы возможно в направлении повышения точности моделирования показателей эффективности системы на основе моделирования полётного цикла летательного аппарата, для которого предназначается двигатель, а также использования моделей, учитывающих нестационарность процессов. Продолжение работы заключается в проведении подобного исследования для двухконтурных турбореактивных двигателей с учётом динамического моделирования полётного цикла для разных типов летательных аппаратов.