

критерия эффективности, которое характеризует относительное отклонение текущего значения данного критерия (например, $C_{Ткм}$, a , \bar{P}) от его оптимального значения F_j^{opt} , найденного в результате однокритериальной оптимизации.

Важнейшим аспектом современной методологии проектирования авиационных ГТД является экспертиза проекта, которая служит инструментом оценки качества

проекта. Принятие решений на различных этапах проектирования в значительной степени основывается на адекватном прогнозировании требуемого научно-технического уровня ГТД.

Созданная в СГАУ автоматизированная САЕ система «АСТРА» позволяет решать указанные задачи.

УДК 621.431.75(075)

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ТРДДС ВЫПОЛНЕННЫМ ГАЗОГЕНЕРАТОРОМ

© 2012 Кузьмичев В.С., Кулагин В.В., Ткаченко А.Ю., Крупенич И.Н., Рыбаков В.Н.

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет), Самара

PROBLEM FORMULATION OF BYPASS ENGINE PARAMETERS OPTIMIZATION WITH A PRESELECTED GAS-GENERATOR

© 2012 Kuzmichev V.S., Kulagin V.V., Tkachenko A.Yu., Krupenich I.N., Rybakov V.N.

Formulation of problem bypass engine parameters optimization using the aircraft efficiency criteria in a case of gas-generator being preselected is described.

В общем случае задача оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД заключается в отыскании области компромиссов по совокупности критериев оценки двигателя в системе летательного аппарата.

В данной работе рассматривались три основных критерия: суммарная масса силовой установки и топлива в баках самолёта $M_{су+т}$; затраты топлива на тонна-километр перевезённого груза $C_{Ткм}$; себестоимость перевозок a . Кроме того, для сравнительного анализа результатов исследований определялся критерий, характеризующий только эффективность двигателя – удельный расход топлива на крейсерском режиме $C_{уд.кр}$.

Вследствие того, что использование заданного газогенератора накладывает определённые ограничения на энергетические возможности ТРДД, то достижение заданных тяг двигателя на взлётном P_0 и крейсерском $P_{кр}$ режимах при одновременном выполнении ограничения на максимальную величину

температуры газа перед турбиной $T_{г0}^*$ обеспечивается только за счёт подбора степени двухконтурности $m_{кр}$ и температуры газа перед турбиной на крейсерском режиме $T_{гкр}^*$, а также исходных положений рабочих точек на характеристиках компрессоров газогенератора (каскадов среднего и высокого давления трехвального ТРДД) на расчётном крейсерском режиме, определяющих приведённый расход воздуха через газогенератор $G_{всд.пр.всд.кр}$.

В этом случае, суммарная степень повышения давления в компрессоре двигателя $\pi_{к\Sigma кр}^*$ будет однозначно определяться величиной степени повышения давления в каскаде низкого давления $\pi_{кнд.кр}^*$, то есть во внутреннем контуре вентилятора и подпорных ступенях. Величина $\pi_{кнд.кр}^*$ обуславливает, с одной стороны, требуемые положения рабочих точек на характеристиках компрессоров газогенератора на расчётном режиме, а с другой – конструктивно-геометрические параметры турбовентилятора, например, количество

подпорных ступеней. Поэтому, выбор значения $\pi_{\text{кнд.кр}}^*$ должен осуществляться с учётом соображений получения рациональной схемы турбоventилиатора, формализовать которые в рамках термогазодинамической модели двигателя затруднительно, и, следовательно, нельзя непосредственно определять величину $\pi_{\text{кнд.кр.орт}}^*$ с помощью формальных численных методов параметрической оптимизации.

Тогда, задача оптимизации параметров рабочего процесса трёхвального ТРДД с заданным газогенератором сводится к однопараметрической оптимизации величины степени повышения давления в наружном контуре вентилятора $\pi_{\text{вл.кр}}^*$, а выбор рационального значения $\pi_{\text{кнд.кр}}^*$ осуществляется исследованием его влияния на величины критериев эффективности самолёта, соответствующих оптимальному значению $\pi_{\text{вл.кр}}^*$.

ПОВЫШЕНИЕ ЭКВИВАЛЕНТНОСТИ РЕАЛИЗАЦИИ ПРОГРАММЫ НАТУРНЫХ ИСПЫТАНИЙ САМОЛЕТА С УЧЕТОМ ВЛИЯНИЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ НАГРУЖЕНИЯ

© 2012 Куликов Е.Н.

Испытательная Лаборатория ООО «Исследовательского Комплекса Центра Технологического Обеспечения» Технопарка Новосибирского Академгородка, ФГУП Сибирский Научно-исследовательский Институт им. С.А. Чаплыгина, Новосибирск

INCREASING THE EQUIVALENCE OF REALIZE FULL SCALE TESTS WITH THE INFLUENCE OF GEOMETRICS PARAMETERS OF THE LOAD SYSTEM.

© 2012 Kulikov E.N.

Chief of Test Laboratory "RC TSC", Chief specialist of static and fatigue strength SibNIA, Novosibirsk

The main characteristics of modern loading systems for fatigue tests of full-scale aircraft, determining the error of programs loading, were shown. The simulation of the loading system of the stand at tests was conducted. The possibility of selecting the geometric parameters of load the system to compensate for errors introduced by various factors when playing loads spectrum loading was found. Such a simulation and an informed approach to the selection of setting angles loading devices were used on a stand of fatigue certification test SuperJet-100 in establishing a system of loading of the wing.

При ресурсных испытаниях по сравнению со статическими возрастает влияние геометрических параметров и трения в шарнирах на воспроизведение условий испытаний в процессе реализации сложных спектров нагружения вследствие их возрастающей сложности и большого объема одного повторяющегося блока испытаний. Это влияние проявляется при расчете эквивалентов по внесенной повреждаемости реализованного спектра к заданному программой испытаний.

На точность воспроизведения силовых факторов в конструкции самолета при прочностных испытаниях влияют:

- отклонение линии действия силы от нормали n к нейтральной плоскости крыла;

- смещение точки приложения силы от нейтрального слоя крыла;

- трение в шарнирных и болтовых соединениях рычажной системы.

Заранее смоделировав работу стенда при испытаниях, можно так подобрать геометрические параметры нагружающих систем, чтобы компенсировать