

АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ ОЦЕНКА И РЕГУЛИРОВКА ХАРАКТЕРИСТИК АВИАЦИОННЫХ ГТД В ЭКСПЛУАТАЦИИ

Симкин Э.Л., Семёнова Т.А.

ОАО Конструкторско-производственное предприятие "Авиамотор"
г. Казань

Введение

Эффективным методом параметрического контроля технического состояния (ТС) авиационных ГТД в эксплуатации является наземное опробование, выполняемое на периодических формах ТО самолёта [1,2]. Необходимость контроля ТС в процессе эксплуатации обусловлена следующими факторами:

1. индивидуальной отладкой на приёмо-сдаточном испытании (ПСИ) характеристик ГТД и агрегатов системы автоматического регулирования (САР) [3,4],
2. изменением дроссельных характеристик (ДХ) ГТД с наработкой в эксплуатации [5],
3. изменением характеристик агрегатов САР с наработкой в эксплуатации,
4. заменой в эксплуатации дефектных агрегатов САР и агрегатов, выработавших ресурс,
5. изменением компоновки ГТД в эксплуатации,
6. влиянием самолётного воздухозаборника на ТГДП,
7. временем прогрева ГТД и выдержки его на режиме.

Воздействие любого из факторов 2...7 приводит к отклонению термогазодинамических параметров (ТГДП) ГТД от исходного уровня. Величины отклонений могут превышать эксплуатационные допуски, вследствие чего не обеспечиваются тяговые характеристики ГТД на таких основных этапах полёта, как взлёт, набор высоты и посадка (с включённым реверсом тяги).

Существующие методы контроля ТГДП ГТД при наземном опробовании, выполняемом на периодических формах ТО при различных атмосферных условиях, не обеспечивают проверку тех характеристик агрегатов САР, которые не реализуются при атмосферных условиях опробования ГТД. Кроме того, при выявлении несоответствия проверяемых характеристик агрегатов САР эксплуатационным допускам, предусмотрена их регулировка на исходный уровень [1,2]. Такая регулировка не обеспечивает требуемые ТУ значения ТГДП из-за неадекватного изменения ДХ ГТД и агрегатов САР.

Для обеспечения ТГДП в нормах эксплуатационных ТУ в течение назначенного ресурса, равно как и для выработки ГТД назначенного ре-

сурса, необходима периодическая оценка и регулировка параметров ГТД в процессе эксплуатации с учётом фактического изменения ДХ ГТД и характеристик агрегатов САР при данной наработке. Такая методика автоматизированной оценки и регулировки параметров ГТД при наземном опробовании приведена в настоящей работе.

В процессе эксплуатации производится проверка ТГДП через 300 часов наработки. Для этого выполняется опробование ГТД на режимах малого газа (МГ), 0.7 МП, МП и взлётном. Использование режимов взлётного и МП приводит к дополнительному расходу ресурса и топлива. ТГДП на режимах взлётном и МП могут быть определены без вывода ГТД на эти режимы при наземном опробовании. Для этого используется параметрическая информация, регистрируемая на крейсерском режиме полёта. В этом случае возможно сокращённое опробование ГТД только на режимах МГ и 0.7 МП. Для его реализации разработана методика автоматизированной оценки ТГДП на режимах взлётном и МП с использованием полётной информации.

Параметрический контроль и регулировка ГТД при наземном опробовании

Рассмотрим влияние каждого из указанных выше факторов на уровень характеристик ГТД в эксплуатации.

1. Индивидуальная отладка на ПСИ характеристик ГТД и агрегатов САР. Каждый ГТД на ПСИ перед отправкой в эксплуатацию проходит индивидуальную отладку для обеспечения требуемого ТУ уровня его ТГДП. Существенным для указанного способа отладки ГТД является регулировка характеристик агрегатов САР в соответствии с уровнем основных ДХ ГТД (тяги R , скольжения роторов и температуры газов за турбиной $t_{\text{с}}^*$). В результате такой отладки достигается однозначное соответствие между положением рычага управления двигателем (РУД) $\alpha_{\text{руд}}$ и величиной R на всех режимах работы ГТД. Это соответствие между значениями $\alpha_{\text{руд}}$ и R нарушается в эксплуатации при смещении от исходного уровня как ДХ ГТД, так и характеристик агрегатов САР.

2. Влияние наработки на характеристики ГТД и агрегатов САР. Для ГТД с большим ресурсом, к которым относятся ГТД НК-86 и НК-8-2У, изменение ДХ ГТД с наработкой составляет существенные величины [5]. ДХ ГТД и агрегатов САР изменяются в основном в результате непрерывного износа их деталей в процессе эксплуатации. Проведённый статистический анализ влияния наработки на характеристики ГТД НК-8-2У [5] позволил выявить увеличение с наработкой скольжения роторов, $t_{\text{с}}^*$ и R . Указанное изменение ДХ ГТД приводит к снижению на взлётном режиме $t_{\text{н}}$ при которой начинается ограничение режима по $N_{\text{ВД max}}$ или $t_{\text{с max}}^*$ (по сравнению с заявленной по ТУ, равной 30°C). Вследствие этого при высоких $t_{\text{н}}$ (в зоне ограничения $N_{\text{ВД max}}$ или $t_{\text{с max}}^*$) снижается тяга ГТД (~ на 3... 5%).

С наработкой в эксплуатации существенно изменяется и характеристика $N_{ВД} = f(\alpha_{pyd})$ центробежного регулятора оборотов (ЦБР), что приводит к изменению значения $N_{ВД max}$ при постоянном значении α_{pyd} на взлётном режиме. Проверками характеристик агрегатов САР на ГТД НК-8-2У в эксплуатации выявлено, что регулировка характеристики $N_{ВД} = f(\alpha_{pyd})$ требовалась на 80% проверенных ГТД, $N_{ВД max}$ - на 50% ГТД, $G_m max$ - на 13% ГТД.

Таким образом, с наработкой в эксплуатации из-за смещения ДХ ГТД и агрегатов САР происходит разрегулировка ГТД. Вследствие этого имеет место несоответствие фактических значений R по режимам заявленным ОТД значениям. К этому же явлению приводит и замена в процессе эксплуатации агрегатов САР по дефектам или вследствие выработки ими ресурса.

3. Влияние компоновки на характеристики ГТД. В процессе эксплуатации нередки случаи изменения компоновки ГТД НК-8-2У (замены реактивного сопла на реверс тяги или наоборот) при перестановке ГТД с одной силовой установки (СУ) на другую. Изменение компоновки ГТД приводит к изменению его ДХ и, соответственно, значений ТГДП на взлётном режиме [3].

4. Влияние времени прогрева и выдержки ГТД на режиме. Условия работы ГТД в качестве СУ на самолёте при опробовании отличаются от условий работы на стенде временем выдержки на режиме перед регистрацией ТГДП. При стендовых испытаниях регистрация ТГДП производится на третьей ... пятой минуте работы на режиме, а при наземном опробовании - на первой минуте. Экспериментальными стендовыми испытаниями ГТД НК-8-2У и НК-86 [6] определено следующее различие в значениях ТГДП, регистрируемых на первой и третьей минутах работы ГТД на взлётном режиме под контролем соответствующего ведущего регулятора (ВР):

- при $N_{ВД} = Const$ (ВР-ЭРО) $\Delta R = 80$ кгс, $\Delta G_m = 90$ кг/час, $\Delta N_{ВД} = -20$ об/мин,

$$\Delta t^*_\epsilon = 10^\circ C;$$

- при $G_m = Const$: $\Delta R = -100$ кгс, $\Delta N_{ВД} = 20$ об/мин, $\Delta t^*_\epsilon = 0^\circ C$,

$$\Delta N_{ВД} = -30 \text{ об/мин};$$

- при $N_{ВД} = Const$ (ВР-ЦБР): $\Delta R = 300$ кгс, $\Delta G_m = 300$ кг/час, $\Delta t^*_\epsilon = 17^\circ C$,

$$\Delta N_{ВД} = 30 \text{ об/мин};$$

- при $t^*_\epsilon = Const$ (ВР-РСТ): $\Delta R = -300$ кгс, $\Delta G_m = -140$ кг/час,

$$\Delta N_{ВД} = -50 \text{ об/мин}.$$

Указанное изменение ТГДП обусловлено несинхронностью прогрева статора и ротора ГТД, приводящей к увеличению радиальных зазоров по РЛ компрессора и турбины при выводе ГТД на режим.

5. Влияние самолетного воздухозаборника на ТГДП. Влияние воздухозаборников (центрального для 2 СУ) и боковых (для 1 и 3 СУ) самолёта ТУ-154 на ТГДП ГТД НК-8-2У различно из-за их разной конфигурации. Центральный воздухозаборник имеет искривлённый вход, вследствие чего потери полного давления в нём больше, чем в боковых воздухозаборниках. При постановке ГТД НК-8-2У на СУ его ТГДП изменяются следующим образом (при $N_{НД} = Const$) [7]:

- на 2 СУ: $\delta R = -2,1\%$, $\delta C_R = 2,1\%$, $\delta t^*_6 = 0,75\%$;

- на 1 и 3 СУ: $\delta R = -0,3\%$, $\delta C_R = 0,3\%$, $\delta t^*_6 = 0\%$.

6. Автоматизированная оценка и регулировка ГТД при опробовании. Для обеспечения эксплуатационных характеристик ГТД в течение назначенного ресурса для ГТД НК-8-2У и НК-86 разработана методика автоматизированной оценки параметров ГТД и агрегатов САР по результатам наземного опробования, выполняемого по специальному регламенту, определения требуемых регулировок агрегатов САР в зависимости от текущего уровня ДХ ГТД и их регулировки.

Методика основана на принципе индивидуальной отладки ГТД. При её разработке учтены следующие эксплуатационные факторы:

- тяга ГТД на самолёте непосредственно не измеряется, вследствие чего производится её косвенная оценка;

- низкая точность измерения расхода топлива штатным самолётным прибором не позволяет использовать измеренные значения $G_{т}$;

- с наработкой в эксплуатации изменяется не только характеристика $N_{ВД} = f(\alpha_{гуд})$ ЦБР, но и разница в уровнях настройки ЦБР в положениях "Работа" и "Контроль" ΔN на одном режиме. Вследствие этого использование этой величины для оценки характеристики $N_{ВД} = f(\alpha_{гуд})$ и $N_{ВД max}$ недопустимо при тех значениях t_n , при которых ведущим регулятором не является ЦБР.

Влияние указанных факторов учтено следующим образом. Тяга ГТД R определяется по ДХ, построенной в приведенных к СА ($t_n = 15^\circ\text{C}$, $P_n = 760$ мм рт. ст.) параметрах, полученных при наземном опробовании ГТД по $N_{НД}$ соответствующего режима. Полученная при опробовании ГТД ДХ корректируется на изменение компоновки ГТД и на изменение R при данной наработке. Погрешность такой оценки тяги не превышает 0,5... 1%, что подтверждено результатами поверочных стендовых испытаний ГТД после отработки ресурса в эксплуатации.

Оценка характеристики $N_{ВД} = f(\alpha_{гуд})$ ЦБР на МП режиме производится с использованием значений $N_{ВД}$ и $\alpha_{гуд}$, регистрируемых на крейсерском режиме полёта при работе ГТД под контролем ЦБР. $N_{ВД max}$ определяется по характеристике $N_{ВД} = f(\alpha_{гуд})$ по значению $\alpha_{гуд}$ на упоре "взлёт" агрегата.

Процесс оценки и регулировки ГТД в эксплуатации выполняется комплексно и состоит из трёх основных этапов.

1. Подготовительные работы.
2. Опробование ГТД и оценка ТГДП по результатам опробования.
3. Регулировка характеристик ГТД и агрегатов САР.

Первый этап включает построение исходной ДХ R , G_m , $N_{ВД}$ $i^* 6$ $= f(N_{НД})$ ГТД, полученной на ПСИ, а также характеристики $N_{ВД} = f(\alpha_{pyd})$ ЦБР. При изменении компоновки ГТД по сравнению с компоновкой на ПСИ производится корректировка исходной ДХ с учётом среднестатистического влияния реверса тяги на ТГДП. По результатам измерения параметров $N_{ВД}$ и α_{pyd} на крейсерском режиме полёта строится характеристика $N_{ВД}^{нол} = f(\alpha_{pyd})$ и по ней определяются фактические настройки ЦБР на МП и взлётном режимах $N_{ВД МП}$ и $N_{ВД max}$ при минимальном по ТУ значении α_{pyd} на МП режиме и отрегулированном на ПСИ значении α_{pyd} на взлётном режиме соответственно.

На втором этапе выполняется проверка и, при необходимости, регулировка настройки ограничителя предельной частоты вращения ротора НД $N_{НД max}$ агрегата ОГ-8-4 (для ГТД НК-8-2У). Затем производится опробование ГТД с измерением ТГДП на режимах малого газа (МГ), 0,7 МП, взлётном и МП. Регламент опробования выбран из следующих соображений:

- 1) Перед выводом на взлётный режим ГТД должен быть прогрет - для этого используются режимы МГ и 0,7 МП, на котором ГТД выдерживается в течение двух минут.
- 2) Режимы МГ, взлётный и МП используются для измерения ТГДП. При этом время выдержки ГТД НК-8-2У на режимах взлётном и МП составляет 30 сек. для обеспечения условий работы ГТД, идентичных реальному взлёту самолёта. При опробовании ГТД НК-86 время выдержки на режимах взлётном и МП составляет две минуты для получения значений ТГДП прогретого ГТД (условия работы ГТД идентичны ПСИ). Это необходимо для сравнения значений ТГДП с нормами ОТД, заданных для прогретого ГТД. (Значения ТГДП ГТД НК-86 в реальных полётах контролируются автоматической системой диагностики АСД "Анализ-86").

Измеренные на взлётном и МП режимах ТГДП приводятся к СА и проверяется их достоверность сравнением отклонений $\Delta П$ ТГДП на этих режимах от ДХ, полученной на ПСИ. При достоверных значениях ТГДП по ним строится текущая ДХ (ТДХ) эквидистантно ДХ, полученной на ПСИ.

По построенной ТДХ $N_{ВД} = f(N_{НД})$ оценивается соответствие скольжения роторов на МП режиме допуску и определяется необходимость её регулировки, исходя из следующего: повышение уровня скольжения роторов приводит к снижению R на МП и взлётном режимах при высоких i_n (при ведущем регуляторе ЦБР и

взлётном режимах при высоких t_n (при ведущем регуляторе ЦБР и $\alpha_{\text{гуд}} = \text{Const}$). С другой стороны, снижение уровня скольжения роторов, как показали экспериментальные испытания ГТД НК-8-2У с большой наработкой, приводит к снижению запасов устойчивой работы ГТД. Поэтому регулировка скольжения роторов производится только в двух случаях: в случае превышения верхнего допустимого уровня и в случае снижения скольжения роторов ниже уровня ПСИ. В обоих случаях скольжение роторов регулируется на ближайшую границу поля допуска.

Для ГТД НК-86 определяется смещение Δt^*_6 ТДХ от ДХ ПСИ (при $N_{\text{НД}} = \text{Const}$). На эту величину корректируется величина t^*_6 МП - настройка регулятора средней температуры (РСТ) на МП режиме.

Определяется требуемый уровень характеристики $N_{\text{ВД}} = f(\alpha_{\text{гуд}})$ на МП режиме $N_{\text{ВД}}^{\text{мп}}_{\text{МП}}$ по фактическому или требуемому уровню скольжения роторов суммированием отрегулированного на ПСИ значения $N_{\text{ВД}}_{\text{МП}}$ и фактического или требуемого изменения уровня скольжения роторов. Для выполнения регулировки характеристики $N_{\text{ВД}} = f(\alpha_{\text{гуд}})$ определяется величина её коррекции $\Delta N_{\text{ВД}}_{\text{МП}}$:

$$\Delta N_{\text{ВД}}_{\text{max}} = N_{\text{ВД}}^{\text{мп}}_{\text{max}} - N_{\text{ВД}}^{\text{факт}}_{\text{max}}$$

Определяется фактический уровень настройки ЦБР на взлётном режиме $N_{\text{ВД}}^{\text{факт}}_{\text{max}}$ при фактическом значении $\alpha_{\text{гуд}}$ на взлётном режиме по фактической характеристике $N_{\text{ВД}} = f(\alpha_{\text{гуд}})$, а затем требуемое значение $N_{\text{ВД}}^{\text{мп}}_{\text{max}}$ суммированием отрегулированного на ПСИ значения $N_{\text{ВД}}_{\text{max}}$ и фактического или требуемого изменения уровня скольжения роторов.

По измеренному значению Лад по соответствующей программе регулирования ГТД на взлётном режиме, рассчитывается "нормальное" значение $N_{\text{НД}}_{\text{норм}}$, реализуемое при условиях СА при работе ГТД НК-8-2У на ограничении $G_{\text{т max}}$ или при работе ГТД НК-86 под контролем ЭРО. Затем по построенной ТДХ рассчитываются значения $N_{\text{НД}}$, соответствующие минимально допустимому по ТУ значению $R(N_{\text{НД}}^R)$ и максимально допустимому по ТУ значению $t^*_6(N_{\text{НД}}^I)$. Проверяется нахождение $N_{\text{НД}}_{\text{норм}}$ в диапазоне значений $N_{\text{НД}}^R$ и $N_{\text{НД}}^I$. В этом случае ($N_{\text{НД}}^R \leq N_{\text{НД}}_{\text{норм}} \leq N_{\text{НД}}^I$) R соответствует нормам ТУ и регулировка взлётной тяги $R_{\text{СА}}$ не требуется. Конкретное значение $R_{\text{СА}}$ определяется по построенной ТДХ по значению $N_{\text{НД}}_{\text{норм}}$. В противном случае необходима регулировка $N_{\text{НД}}_{\text{норм}}$ на значение ближайшей границы рассчитанного допуска ($N_{\text{НД}}^R$ или $N_{\text{НД}}^I$). Регулировка $N_{\text{НД}}_{\text{норм}}$ невозможна при $N_{\text{НД}}^I \leq N_{\text{НД}}^R$. В этом случае $R_{\text{СА}}$ не в норме и не может быть введена в норму из-за значительного её снижения с наработкой или из-за дефекта ГТД, или вследствие значительного увеличения t^*_6 .

Наиболее сложной задачей является оценка тяги на взлётном режиме R_{30} при $t_n = 30^\circ\text{C}$, $P_n = 760$ мм рт. ст. Так как опробование ГТД

выполняется обычно в условиях, отличающихся от указанных, то оценка R_{30} непосредственно по измеренному значению $N_{НД}$ невозможна. Для её оценки необходимо определить ведущий регулятор (ВР), под контролем которого работает ГТД при $t_n = 30^\circ\text{C}$, $P_H = 760$ мм рт. ст.

ВР выбирается из регулятора $N_{ВД \max}$ (ЦБР) и ограничителя $G_{т \max}$ (для ГТД НК-8-2У) и из регуляторов $N_{ВД \max}$ (ЦБР), $N_{НД}$ (ЭРО) и ограничителя $t_{6 \max}^*$ (РСТ) (для ГТД НК-86). Выбор ВР производится сравнением минимальных температур t_n , называемых температурами ограничения $t_{огр}$, при которых вступает в действие данный регулятор или ограничитель, $t_{огр}$ определяется по формуле:

$$t_{огр}^1 = 15 + (П_{1\max}^{omp} - П_{1взл}) / k_1,$$

где $П_{1\max}^{omp}$ - отрегулированное значение настройки 1-го регулятора или ограничителя; $П_{1 \text{ вzl}}$ - значение 1-го регулируемого или ограничиваемого ГТДП на взлётном режиме при $t_n = 15^\circ\text{C}$, $P_H = 760$ мм рт. ст., k_1 - коэффициент изменения $П_1$ по программе регулирования при работе ГТД на взлётном режиме под контролем ВР, ограничивающего взлётный режим при $t_n \leq t_{огр}^1$.

Из определённых указанным образом $t_{огр}^1$ выбирается $t_{огр}$, как минимальная из значений $t_{огр}^1$ и сравнивается с $t_n = 30^\circ\text{C}$. Если $t_{огр} < 30^\circ\text{C}$, то при $t_n = 30^\circ\text{C}$, $P_H = 760$ мм рт. ст. ВР является тот, которому соответствует $t_{огр} = \min\{t_{огр}^1\}$. После определения ВР при $t_n = 30^\circ\text{C}$, $P_H = 760$ мм рт. ст., находится значение R_{30} по ТДХ по значению регулируемого ГТДП при $t_n = 30^\circ\text{C}$, пересчитанного к $t_n = 15^\circ\text{C}$, $P_H = 760$ мм рт. ст. Это значение R_{30} сравнивается с допустимым по ТУ значением R_{30} . При несоответствии R_{30} норме определяется энерговооружённость самолёта, т.е. суммарная тяга $(n-1)$ ГТД с наименьшей тягой из n ГТД, установленных на самолёте. В случае соответствия суммарной тяги ТУ эксплуатация ГТД продолжается, в противном случае ГТД может быть для продолжения эксплуатации установлен на другой самолёт, на котором обеспечивается требуемая энерговооружённость самолёта.

Из-за сложности, а в некоторых случаях и невозможности, опробования ГТД на режиме максимальной обратной тяги в аэродромных условиях, предусмотрена оценка и регулировка максимальной обратной тяги $R_{обр \max}$ без вывода ГТД на режим $R_{обр \max}$. Оценка значения $R_{обр \max}$ производится по положению упора РУД на режиме $R_{обр \max}$ с учётом изменения скольжения роторов и характеристики $N_{ВД} = f(\alpha_{руд})$.

Указанная методика позволяет обеспечить требуемые значения параметров ГТД в течение назначенного ресурса.

Сокращённое опробование ГТД на периодических формах ТО

Оценка и регулировка параметров ГТД при опробовании по описанной методике позволяет обеспечить в норме параметры ГТД в течение не менее 1000 часов наработки, т.е. в интервале эксплуатации ГТД между двумя последовательными формами 2 (Ф2) ТО, предусмотренными регламентом ТО. Вследствие этого становится неактуальной проверка соответствия норме параметров ГТД на ФБ и Ф1 ТО, выполняемых, согласно регламента ТО, через 100 и 300 час. наработки. С целью экономии топлива и ресурса опробование ГТД на этих формах ТО целесообразно выполнять без вывода ГТД на режимы МП и взлётный. На этих режимах оценка параметров производится с использованием полётной информации, регистрируемой на крейсерском режиме полета. Определение значений ТГДП на взлетном и МП режимах выполняется следующим образом.

Перед началом эксплуатации ГТД производится базовое опробование (БО) ГТД и по его результатам строится базовая ДХ (БДХ) в виде зависимостей $N_{ВД} = f(N_{НД})$, $t^*_6 = f(N_{НД})$ и $N_{ВД} = f(\alpha_{руд})$. По результатам регистрации ТГДП в первых 20 полетах после БО определяются исходные значения ТГДП: $P_{исх}(N_{ВД\text{ исх}}, t^*_{6\text{ исх}})$, как средние значения ТГДП, приведенных к СА для $H = 11$ км, $M = 0,8$ и $N_{НД} = idem$. Далее по результатам регистрации ТГДП в каждом полете оцениваются отклонения ТГДП ΔP_i в i -м полете от исходных значений $P_{исх}$. На основании подтвержденного эксплуатационными данными тождества отклонений ТГДП в земных и высотных условиях (от БДХ и исходных значений ТГДП крейсерского полёта соответственно) строится текущая ДХ (ТДХ) суммированием значений ТГДП по БДХ (при $N_{НД\text{ пр}} = const$) и отклонений ΔP_i . По полученной указанным образом ТДХ определяются ТГДП взлетного и МП режимов, соответствующие атмосферным условиям опробования ГТД.

На взлетном режиме ТГДП определяются по ранее отрегулированному значению $N_{НД}$ по следующей схеме:

$N_{НД\text{ взл}} \rightarrow N_{НД\text{ пр\ взл}} \rightarrow P_{пр\ взл}(N_{ВД\text{ пр\ взл}}, t^*_{6\text{ пр\ взл}} \text{ по ТДХ}) \rightarrow P_{взл}(N_{ВД\text{ взл}}, t^*_{6\text{ взл}} \text{ при } t_n \text{ опробования})$.

На МП режиме ТГДП определяются по значению $\alpha_{руд}$ на МП режиме по схеме:

$\alpha_{руд\text{ МП}} \rightarrow N_{ВД\text{ МП}} \text{ (по текущей характеристике } N_{ВД\text{ тек}} = f(\alpha_{руд}) \rightarrow N_{ВД\text{ пр\ МП}} \rightarrow N_{НД\text{ пр\ МП}} \rightarrow t^*_{6\text{ пр\ МП}} \text{ (по ТДХ)} \rightarrow N_{НД\text{ МП}}, t^*_{6\text{ МП}} \text{ (при } t_n \text{ опробования)}$
(текущая характеристика $N_{ВД\text{ тек}} = f(\alpha_{руд})$ определяется аналогично ТДХ).
Полученные значения ТГДП ($N_{НД}$, $N_{ВД}$, t^*_6) на режимах МП и взлетном служат исходными данными для оценки их соответствия нормам ТУ.

С целью сокращения времени и трудоёмкости работ по оценке и регулировке параметров ГТД, повышения объективности и достоверности оценки параметров разработаны программы автоматизированной оценки параметров ГТД НК-86 и НК-8-2У для ПЭВМ, реализующие описанные выше алгоритмы. Программы работают в диалоговом режиме с пользователем.

Программа автоматизированной оценки параметров ГТД НК-8-2У внедрены во многих аэропортах России и СНГ [9], аналогичная программа для ГТД НК-86 в настоящее время находится в стадии внедрения [10]. Необходимо отметить, что программа для ГТД НК-86 является естественным и необходимым дополнением АСД "Анализ-86". Она является частью более полной методики принятия решений по результатам обработки полётной информации АСД "Анализ-86" и применяется при получении определённых диагностических сообщений.

Список литературы

1. Руководство по технической эксплуатации двигателя НК-8-2У.- Предприятие п/я Р-6838, 1973.
2. Руководство по технической эксплуатации двигателя НК-86.- Предприятие п/я Р-6639, 1978.
3. Обработка основных параметров двигателя при стендовых испытаниях. Инструкция 82У 000 205 ДИК. Предприятие п/я Р-6838, 1972.
4. Обработка основных параметров двигателя при стендовых испытаниях. Технические условия 86 000 000 ТУ6. -Предприятие п/я Р-6939, 1979.
5. Буточников А.П., Нестеров Е.Д., Акимов С.С., Симкин Э.Л. О влиянии наработки в лётной эксплуатации на ухудшение параметров двухконтурных турбореактивных двигателей. М.: Тр. ЦИАМ, 1976, N731.
6. Симкин Э.Л., Семёнова Т.А. Влияние времени выдержки на взлётном режиме на параметры двигателя. Технический отчёт ТО-1070-84.-Предприятие п/я Р-6838, 1984.
7. Симкин Э.Л., Семёнова Т.А. Анализ причин изменения параметров при установке двигателей на самолёт. Технический отчёт ТО-0625-81.-Предприятие п/я Р-6838, 1981.
8. Инструкция по регистрации параметров и наработки двухконтурных двигателей при выполнении рейсов на самолетах гражданской авиации. М. ГосНИИ ГА, 1979.
9. Бюллетень № 968 БЭ. Двигатели НК-8-2У. Введение автоматизированной оценки параметров по уточненным методикам МТ-0406-87 (2 ред.) и МТ-0300-86 (2ред.) Казань, 1991.
10. Бюллетень № 326 БЭ. Двигатели НК-86. Введение автоматизированной оценки и регулировки параметров в эксплуатации. Казань, 1998.