

# АВТОМАТИЗИРОВАННЫЙ КОНТРОЛЬ ВЫРАБОТКИ РЕСУРСА ГТД НК-8-2У ПО ЭКВИВАЛЕНТНОЙ НАРАБОТКЕ В ЭКСПЛУАТАЦИИ

Симкин Э.Л., Королев А.Н., Корноухов А.А.

ОАО Конструкторско-производственное предприятие "Авиамотор"

г. Казань

## Введение

В настоящее время ГТД НК-8-2У, эксплуатирующимся на самолетах ТУ-154Б, устанавливаются следующие ресурсы: до первого капитального ремонта, межремонтный и назначенный, которые исчисляются в фактических часах и циклах. Ресурс ГТД НК-8-2У определен долговечностью наиболее нагруженных деталей, в первую очередь рабочих лопаток (РЛ) и дисков турбины. Ресурс РЛ установлен в часах и в циклах, но ограничивающим критерием является наработка в часах, т.к. долговечность РЛ определяется в основном длительностью и величинами воздействия на них температуры, газовых и центробежных нагрузок. Опыт эксплуатации ГТД НК-8-2У на самолётах ТУ-154 показал, что при реальной длительности полётов, составляющей в среднем 2 часа, исчерпание ресурса РЛ в часах происходит более интенсивно, чем в циклах. Для дисков турбины ресурс установлен в циклах, т.к. их долговечность определена повторно-статическим нагружением, вызванным меняющимися уровнями центробежных нагрузок и температур. За один полетный цикл принимается полный цикл изменения режимов работы ГТД от его запуска до выключения после посадки, характеризующийся однократным использованием взлетного режима за полет [1]. Любой другой выход на взлетный режим в полете с любого режима засчитывается как отдельный полетный цикл (в том числе и при уходе на второй круг) [1].

В отрыве от конкретных условий выполнения полёта и без учета индивидуальных значений ТГДП конкретного ГТД принятая система учета ресурса не может обоснованно оценить индивидуальный, присущий каждому ГТД, темп выработки ресурса. Для оценки фактической выработки ресурса конкретного ГТД может быть использована эквивалентная наработка (ЭН), используемая при проведении ресурсных (эквивалентно-циклических) стендовых испытаний и исчисляемая в эквивалентных часах и циклах. Понятие ЭН основано на эквивалентности режимов нагружения (режимы работы ГТД считаются эквивалентными по воздействию на исчерпание прочностных свойств материала деталей, если за время работы на этих режимах обеспечиваются равные запасы прочности и долговечности детали) [2]. В условиях многокомпонентности и многорежимности воздействия запасы прочности детали определяются по суммарной повреждаемости, определяемой с использованием линейной гипотезы суммирования повреждений [3].

Оценка ЭН ГТД в эксплуатации заключается в определении факти-

ческой суммарной повреждаемости РЛ и дисков турбины. К условиям эксплуатации, определяющих величину ЭН, относятся:

- номенклатура используемых режимов работы ГТД и длительность работы ГТД на каждом режиме;
- уровень ТГДП: температуры газов перед турбиной  $T_4^*$  и частот вращения роторов  $N_{НД}$  и  $N_{ВД}$  на каждом из используемых режимов.

Основное значение для оценки ЭН имеют режимы взлетный, набор высоты и крейсерского полета. Для оценки ЭН дисков турбины (в циклах) существенно также изменение режима работы ГТД выше номинального, которое происходит при взлете и наборе высоты или уходе самолета на второй круг.

### Определение ТГДП ГТД НК-8-2У в эксплуатации для оценки ЭН

Из требуемых для оценки ЭН параметров в эксплуатации автоматически (на магнитную ленту МСРП-64) регистрируются только положение рычага управления двигателем  $\alpha_{pyo}$  и  $N_{НД}$ . Вследствие этого возникает задача получения в каждом полете остальной параметрической информации. На крейсерском режиме полета задача решается посредством визуальной регистрации борт-инженером ТГДП по штатным приборам и её записи в "Карту регистрации параметров и наработки двухконтурных двигателей" [4]. В "Карту ..." записывается также длительность полета, длительность взлета самолета и набора высоты раздельно, а также температура  $t_H$  и давление  $P_H$  атмосферного воздуха при взлете самолета и на режиме крейсерского полета. Для определения значений ТГДП при взлете и наборе высоты разработана методика [5], использующая существующие в эксплуатации методы оценки и контроля параметров ГТД НК-8-2У [6].

Перед началом эксплуатации ГТД с оценкой ЭН производится базовое опробование (БО) ГТД на режимах взлетном и номинальном и по результатам опробования строится базовая дроссельная характеристика (БДХ) в виде зависимостей  $N_{ВД}=f(N_{НД})$ ,  $t_6^*=f(N_{НД})$  и характеристика  $N_{ВД}=f(\alpha_{pyo})$ . По результатам регистрации ТГДП на режиме крейсерского полета [4] в первых 20 полетах после БО определяются исходные значения ТГДП:  $P_{исх.}$  ( $N_{ВДисх.}$ ,  $t_6^*_{исх.}$ ), как средние арифметические 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  $\Delta P_i$  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 полета соответственно) строится текущая дроссельная характеристика (ТДХ) суммированием значений ТГДП по БДХ (при  $N_{НДпр} = const$ ) и отклонений  $\Delta P_i$ . По полученной указанным образом ТДХ определяются ТГДП взлетного и номинального режима, соответствующие атмосферным условиям взлета и набора высоты. При взлете самолета

та ТГДП определяются по значению  $N_{НД}$ , регистрируемому МСРП-64 или вручную бортиженером на 30...40 с взлета самолета, по следующей схеме:

$$N_{НД \text{ взл}} \rightarrow N_{нд \text{ пр.взл}} \rightarrow P_{пр.взл}(N_{ВД \text{ пр.взл}} t^*_{б \text{ пр.взл}} \text{ по ТХД}) \rightarrow P_{взл}(N_{ВД \text{ взл}} t^*_{б \text{ взл}} \text{ при } t_n \text{ взлета}).$$

При наборе высоты ТГДП определяются по значению  $\alpha_{руд}$  на номинальном режиме по схеме:

$$\alpha_{руд \text{ ном}} \rightarrow N_{ВД \text{ ном}} \text{ (по текущей характеристике } N_{ВД \text{ тек}} = f(\alpha_{руд}) \text{)} \rightarrow$$

$$N_{ВД \text{ пр.ном}} \rightarrow N_{НД \text{ пр.ном}} \rightarrow t^*_{б \text{ пр.ном}} \text{ (по ТХД)} \rightarrow N_{НД \text{ ном}} t^*_{б \text{ ном}} \text{ (при данной } t_n \text{)}$$

(Текущая характеристика  $N_{ВД \text{ тек}} = f(\alpha_{руд})$  определяется аналогично ТДХ). Полученные указанным способом в каждом полете значения ТГДП ( $N_{НД}$ ,  $N_{ВД}$ ,  $t^*_{б}$ ) на режимах взлета, набора высоты и крейсерского полета служат исходными данными для расчета ЭН ( $\tau_{экр}$  и  $n_{экр}$ ) в часах и циклах соответственно.

### Оценка эквивалентной наработки (ЭН)

Для расчета ЭН необходимы данные по длительности работы ГТД на режимах. Длительность работы ГТД при взлете самолета  $\tau_{взл}$ , в наборе высоты  $\tau_{ном}$  и общая за полет  $\tau_{общ}$  регистрируется в "Карте...". Длительность работы на крейсерском режиме определяется по формуле:

$$\tau_{кр} = \tau_{общ} - \tau_{взл} - \tau_{ном} - 0,5 \text{ час},$$

где 0,5 час - средняя длительность работы ГТД при снижении и посадке самолета на режимах ниже крейсерского.

При расчете ЭН (в циклах)  $n_{экр}$  учитывается дополнительно снижение режима (при наборе высоты или уходе на второй круг) ниже номинального с последующим увеличением режима выше номинального. В каждом таком случае МСРП-64 (или визуально бортиженером) регистрируется максимальное значение  $N_{НД}$ , достигнутое после увеличения режима.

Порядок получения в эксплуатации требуемой для расчета ЭН информации определен "Указанием" [7].

Оценка ЭН рабочих лопаток турбины  $\tau_{экр}$  производится по значениям  $t_n$ ,  $P_{л}$ ,  $N_{ВД}$ ,  $t^*_{б}$  на режимах взлетном, номинальном и крейсерском в каждом полете по следующему алгоритму:

-определяется температура РЛ первой ступени турбины на j-ом режиме:

$$t_{донj} = 1,2 t^*_{бj} + 129^\circ\text{C};$$

-определяется напряжение

$$\sigma_{донj} = 0,274 \cdot 10^{-6} \cdot N^2_{ВДj} - 0,0068 T_{nj} + 0,026 P_{nj};$$

-определяется параметр Ларсона-Миллера  $P_{лм}$  решением линейного уравнения на соответствующем участке по таблично заданной кривой

параметра Ларсона-Миллера, а затем долговечность лопатки до разрушения  $\tau_{pj}$ :

$$\tau_{pj} = 10^{(P_{эм} \cdot 1000(t_{лонг} + 273)) - 20},$$

-определяется фактическое повреждение в рабочих лопатках за  $i$ -й полет:

$$Q = \sum_{j=1}^3 \tau_j / \tau_{pj},$$

где  $\tau_j$  - длительность работы двигателя на  $j$ -ом режиме;

- определяется суммарная повреждаемость за "m" полетов:

$$Q_{\Sigma} = \sum_{i=1}^m Q_i$$

- эквивалентная наработка за  $i$ -й полет определяется по формуле:

$$\tau_{экр i} = R \cdot Q_i / Q_{экр R}$$

- суммарная ЭН за "m" полетов:

$$\tau_{экр \Sigma} = R \cdot Q_{\Sigma} / Q_{экр R}$$

где  $R$  - назначенный общетехнический ресурс;

$Q_{экр R}$  - предельно допустимое накопление повреждений за назначенный ресурс.

ЭН диска 3-й ступени турбины в циклах  $n_{экр}$  рассчитывается по измеренным значениям  $N_{НД}$  на следующих режимах:

- при взлете самолета через 30 с после начала взлета;

- при снижении на участке взлета и набора высоты режима работы двигателя, с номинального или большего, на режим ниже номинального (по  $\alpha_{руд}$ ) с последующим увеличением режима выше номинального;

- при уходе самолета на второй круг.

В 2-х последних случаях для расчета ЭН используются зарегистрированные максимальные значения  $N_{НД}$ . На каждом из указанных режимов по зависимости  $\bar{n} = f(N_{НД})$  определяется

относительная повреждаемость  $\bar{n}_{экр \cdot j} = n_j / n_{мин}$ ,

где  $n_{мин}$  - повреждаемость диска при  $N_{НД} = 5500$  об/мин и  $\tau_{взл} = 2$  мин.

Относительная повреждаемость диска в  $i$ -ом полете  $n_{экр i}$  определяется суммированием  $n_{экр j}$  по всем указанным режимам, а суммарная относительная повреждаемость диска за "m" полетов  $n_{экр \Sigma}$  - суммированием  $n_{экр i}$  по всем "m" полетам.

Приведенный алгоритм расчета ЭН диска базируется на положении о том, что основная составляющая напряжений в диске определена частотой вращения ротора, которая зависит от внешних условий ( $t_n$  и  $P_{лв}$ ), от режима работы ГТД (по  $\alpha_{руд}$ ), а также от условий

"прогрева» диска (продолжительности вывода ротора на взлетный режим и времени работы на взлетном режиме). В данном алгоритме расчета ЭН дисков реализованы более тяжелые условия нагружения диска, чем действующие в эксплуатации, вследствие влияния следующих факторов:

- повторные выходы на взлетный режим, включая выходы при уходе на второй круг, засчитываются как полный цикл, в то время как данные циклы не являются "отнулевыми" и, следовательно, менее нагружены;
- часть взлетов выполняется после непродолжительной стоянки ГТД (при этом в дисках турбины реализуются меньшие температурные перепады), в то время как в обоснование эквивалентного цикла заложено предельное условие выполнения всех запусков "холодными".

### Определение индивидуального ресурса конкретного ГТД

Изложенные выше алгоритмы определения ТГДП и расчета ЭН реализованы в программе EN-2Y, выдающей по данным каждого полета значения исходных ТГДП на каждом режиме и значения ЭН  $\tau_{экв,j}$  и  $n_{экв,j}$  в данном полете и суммарную ЭН за все предыдущие полеты, в которых производилась оценка ЭН,  $\tau_{экв,\Sigma}$  и  $n_{экв,\Sigma}$ .

Результаты подконтрольной эксплуатации (ПЭ) в нескольких аэропортах подтвердили достоверность методики [8] и программы EN-2Y, а также позволили определить количественное соотношение ЭН и фактической наработки (ФН). В среднем оно составляет [9]:

- для РЛ:  $\Theta_1 = \tau_{экв} / \tau_{фкт} = 0,3$

- для дисков:  $\Theta_2 = n_{экв} / n_{фкт} = 0,8$ .

Низкое значение  $\Theta_1$  обусловлено в основном двумя факторами: значительным временем эксплуатации ГТД при низких  $t_n$  ( $t_n \leq 15^\circ\text{C}$ ) и использованием при взлете самолета номинального режима работы ГТД.

Следует отметить, что  $\Theta_1 < 1$  на всех подконтрольных ГТД ( $\tau_{экв} < \tau_{фкт}$ ). В то же время у 20% подконтрольных ГТД  $\Theta_2 > 1$  [9], что обусловлено частым изменением режима при наборе высоты. Из этого факта следует, что исчерпание ресурса ГТД в циклах может быть снижено при отказе или сведении к необходимому минимуму случаев изменения режима при наборе высоты.

Разность между фактической наработкой (ФН) и ЭН ( $\Delta\tau = \tau_{фкт} - \tau_{экв}$  и  $(\Delta n = n_{фкт} - n_{экв})$ ) представляет собой экономию ресурса ГТД, которая может быть реализована в эксплуатации без ремонта ГТД при выполнении следующих условий [9]:

1. ФН ГТД за время эксплуатации с оценкой ЭН должна быть не менее 500 часов или не менее одного года (для получения объективной оценки ЭН в данном аэропорту в разных климатических условиях).

2. ЭН должна быть меньше ФН ( $\Delta > 0$ ).

3. Техническое состояние ГТД должно быть удовлетворительным согласно эксплуатационной технической документации (ЭТД).

При выполнении указанных условий ГТД может быть назначена допустимая наработка  $\tau_{доп}$  сверх установленного ресурса до первого капитального ремонта или сверх межремонтного ресурса с учетом конструктивных и технологических особенностей конкретного ГТД. Величина назначенной  $\tau_{доп}$  должна удовлетворять следующим условиям:

1. ФН в циклах  $n_{фкт}$  не должна превышать установленные ресурсы: до первого капитального ремонта или межремонтный и назначенный.

2. Сумма ЭН и предшествующей ей ФН не должна превышать ресурс до 1-го капитального ремонта или межремонтный ресурс, а ФН  $\tau_{фкт}$  с начала эксплуатации - назначенный ресурс.

3.  $\tau_{доп}$  не должна превышать экономию ресурса  $\Delta\tau$ .

Величина  $\tau_{доп}$  сверх установленного ресурса до первого капитального ремонта или сверх межремонтного ресурса определяется по формуле [10]:

$$\tau_{доп} = \Delta\tau \cdot k_1 \cdot k_2 \cdot k_3,$$

где  $k_1$  - коэффициент безопасности,  $k_2$  - коэффициент, характеризующий условия эксплуатации ГТД в конкретном аэропорту,  $k_3$  коэффициент, обусловленный ограничением назначенного ресурса РЛ.

Коэффициент безопасности  $k_1$  отражает достоверность расчетных и экспериментальных оценок ресурса и, исходя из нормативных документов, может быть принят в пределах 0,2...0,833. С учетом выполненного полного объема экспериментальных проверок назначенного ресурса  $k_1 = 1$  для РЛ 1-й ступени турбины. Для дисков, с учетом 2,5 кратного запаса по наработке в соответствии с "Нормами прочности" 1990 г и выполненной экспериментальной проверке долговечности дисков при 2-х кратном запасе по наработке,  $k_1 = 2/2,5 = 0,8$ . Коэффициент  $k_2$  отражает условия эксплуатации ГТД в конкретном аэропорту. На данном этапе принят коэффициент  $k_2 = 0,5$  для РЛ и дисков турбины. В дальнейшем коэффициент  $k_2$  может быть увеличен до 1.

Введение коэффициента  $k_3$  обусловлено тем обстоятельством, что назначенный ресурс РЛ подтвержден стендовыми испытаниями на величину, на 1000 часов меньшую назначенного ресурса. Поэтому коэффициент  $k_3$  представляет собой соотношение подтвержденной и назначенной величин ресурса РЛ и равен 0,945. Для дисков  $k_3 = 1$ .

Таким образом, назначаемая величина  $\tau_{доп}$  обеспечивает эксплуатацию ГТД с повышенным индивидуальным межремонтным ресурсом без превышения назначенного ресурса по фактическим часам и циклам и без превышения ресурса до первого капитального или межремонтного ресурса по фактическим циклам и эквивалентным часам.

## Экономический эффект от установления 1 гд индивидуального ресурса

Экономический эффект от установления ГТД индивидуального ресурса по результатам оценки ЭН определяется в зависимости от установленной величины  $\tau_{дон}$  сверх ресурса до первого капитального ремонта или межремонтного ресурса, исходя из рентабельности полетов и стоимости нового ГТД или ГТД после ремонта.

Экономический эффект определяется по формуле:

$$\Xi = C_{об} * \tau_{дон} / \tau_{рес} + P * \tau_{дон},$$

где  $C_{об}$  - стоимость нового ГТД или ГТД после капитального ремонта,  $\tau_{рес}$  - ресурс ГТД до первого ремонта или межремонтный ресурс,  $P$  - рентабельность одного часа полета.

При эксплуатации ГТД с оценкой ЭН в течение всего назначенного ресурса ( $\tau_{назн} = 18000$  час) дополнительный экономический эффект возникает за счет исключения одного капитального ремонта и составляет стоимость капитального ремонта ГТД. Оценка ЭН позволяет в перспективе перейти к эксплуатации по техническому состоянию в пределах назначенного ресурса, исчисляемого по эквивалентной наработке.

### Список литературы

1. Бюллетень № 649 БЭ. Двигатели НК-8-2У, НК-8-4. Уточнение порядка прогрева двигателей. Порядок учета наработки в циклах. Казань, 82г.
2. Солохин Э.Л. Испытания ВРД - М. Машиностроение, 1974г.
3. Положение об установлении и увеличении ресурсов ГТД ГА, их агрегатов и комплектующих изделий. - М. ЦИАМ, ГосНИИ ГА.- 1994 г.
4. Инструкция по регистрации параметров и наработки двухконтурных двигателей при выполнении рейсов на самолетах гражданской авиации. М. ГосНИИ ГА, 1979 г.
5. Алгоритмы обработки полетной информации и оценки эквивалентной наработки. - Казань, 1990 г.
6. 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 г.
7. Указание 1165/ЭРО - 1. Подконтрольная эксплуатация двигателей НК-8-2У на самолетах ТУ-154Б с оценкой эквивалентной наработки - Казань, 1992 г.
8. Методика МТ-0493-91. Оценка эквивалентной наработки двигателей в часах и циклах при взлете самолетов ТУ - 154Б на пониженных режимах работы двигателя. Казань, 1991 г.
9. Технический отчет ТО-2134-94. Результаты подконтрольной эксплуатации двигателей НК-8-2У с оценкой эквивалентной наработки в а/п. Пулково. - Казань, 1994 г.
10. Техническая справка ТС-4731-93. Концепция оценки ресурса двигателей НК-8-2У в эксплуатации по эквивалентной наработке. Казань, 1993 г.