

УДК 621.45:539.4

ОБЕСПЕЧЕНИЕ КОНСТРУКЦИОННОЙ НАДЕЖНОСТИ АВИАЦИОННЫХ ГТД СЕМЕЙСТВА «НК» ПУТЕМ ЗАЩИТЫ ОТ РАСКРУТКИ РОТОРА И НЕПРОБИВАЕМОСТИ КОРПУСОВ

Ю.М. Ануров

Доктор технических наук, генеральный конструктор
ОАО «ГТ-ТЭЦ ЭНЕРГО»

ул. Трефолева, 2, лит. В, г. Санкт-Петербург, Россия, 198097
E-mail: Yuri_anurov@energomash.ru
Контактный тел. (812) 380-61-20

Д.Г. Федорченко

Генеральный конструктор
«СНТК им. Н.Д.Кузнецова»
ул. С. Лазо, 2-А, Россия, г. Самара, 443026
E-mail: sntk@sntk.saminfo.ru
Контактный тел. (846) 950-54-11

Розглянуто особливості забезпечення міцнісної надійності авіаційних двигунів шляхом захисту від розкручування ротора й забезпечення непробивності корпусів. Наведені результати випробувань і розрахунків конструкцій ГТД сімейства НК, а також конструкції деяких вузлів

Ключові слова: двигун, турбіна, компресор, корпус, руйнування

Рассмотрены особенности обеспечения прочностной надежности авиационных двигателей путем защиты от раскрутки ротора и обеспечения непробиваемости корпусов. Приведены результаты испытаний и расчетов конструкций ГТД семейства НК, а также конструкции некоторых узлов

Ключевые слова: двигатель, турбина, компрессор, корпус, разрушение

Habits of maintenance of strength reliability of aero-engines by protection against run-up of a rotor and maintenance of damage containing ability of bodies are observe. Results of tests and calculations of designs of a turbine engine of family NK, and also a design of some units are resulted

Key words: engine, turbine, compressor, casing, destruction

Защита от раскрутки роторов турбины. Важным аспектом обеспечения надежности авиационных ГТД является защита от раскрутки роторов турбины в случае нарушения их кинематической связи с компрессорами. При этом торможение турбины является одним из основных требований по обеспечению безопасности эксплуатации двигателя.

Поскольку ротор турбины устанавливается на роликовых подшипниках, позволяющих его осевое перемещение, то одновременно с увеличением частоты вращения под воздействием осевой силы ротор турбины смещается назад. Для предотвращения опасной раскрутки ротора турбины необходимо обеспечить его контакт со статором до достижения опасной частоты вращения. При этом важно, чтобы энергия, отбираемая на трение в случае контакта, не позволила бы ротору турбины раскрутиться до разрушающей частоты вращения дисков. Торможение турбины возможно за счет организации специальных мест посадки ротора на статор при его перемещении назад, или за счет принудительного разрушения рабочих лопаток до этой частоты вращения.

На рис. 1 показан характер изменения во времени частоты роторов ВД ($n_{ВД}$) и ВД ($n_{ВД}$), компрессора СД ($n_{КСД}$), турбины СД, давления воздуха на выходе из компрессора ВД ($P_{КВД}$), давления газа во втором сопло-

вом аппарате РПСА при проведении специальных испытаний ГТД НК-321 с принудительным рассоединением ротора турбины и компрессора СД с целью проверки эффективности торможения турбины.

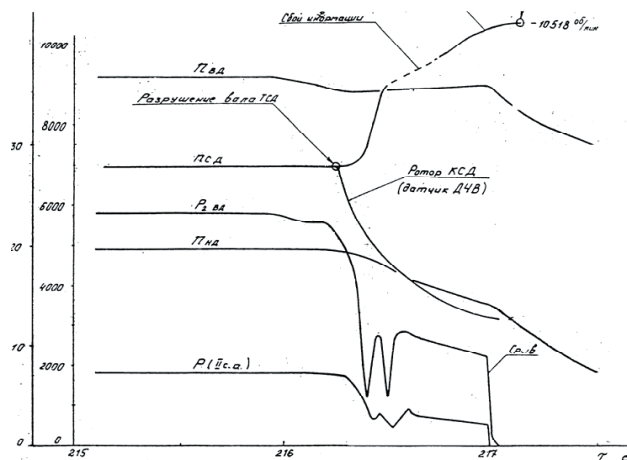


Рис. 1. Изменение параметров двигателя НК-321 в процессе разрушения вала между компрессором и турбиной СД

Из графиков следует, что:

– в момент разрушения вала частота вращения единого ротора составляла 7000 об/мин;

– после разрушения вала через 0,9 с при частоте вращения турбины СД 10518 об/мин произошло разрушение диска турбины. При этом за 0,3 с до разрушения частота вращения ротора ВД упала на 300 об/мин.

– давление за компрессором изменяется скачкообразно (произошел помпаж) с общей тенденцией к снижению. Через 0,6 с после разрушения вала давление $P_{квд}$ упало с 22,5 кгс/см² до 10 кгс/см².

По результатам испытаний в двигатель НК-321 были внедрены мероприятия, обеспечивающую надежную защиту от опасной раскрутки всех ступеней турбины при раскрутке соответствующего вала.

В целом поведение двигателя после разрушения вала изучено мало в силу дороговизны и сложности проведения подобных экспериментов. Однако расчетные инженерные методы предохранения двигателя существуют. Они основаны на сравнении времени, необходимом для раскрутки турбины до разрушающей частоты вращения со временем, необходимым для обеспечения торможения ротора за счет его надежной посадки на статор при осевом перемещении под действием газовых сил. При этом система автоматики должна надежно за время не более 0,2 с отсечь подачу топлива при превышении частоты вращения ротора выше допустимого уровня.

Время раскрутки ротора турбины до разрушающей частоты вращения ротора определяется по формуле [1]

$$t_p = \frac{\pi}{60} \cdot \frac{(n_p^2 - n_{max}^2)}{2} \cdot \frac{I_T}{716,2N_T}, \quad (1)$$

а время, за которое ротор турбины перемещается назад и вступает в контакт с деталями статора, рассчитывается согласно выражению

$$t_0 = \sqrt{\frac{2S_{max} \cdot m}{gP}}, \quad (2)$$

где N_T - мощность турбины, принимаемая постоянной; I_T - момент инерции ротора турбины; S_{max} - максимальный осевой зазор между ротором и статором; m - масса ротора; P - осевая сила, действующая на ротор, n_p - разрушающая частота вращения ротора.

В табл. 1 приведены результаты расчета возможности опасной раскрутки ротора турбин трехвального двигателя НК-64 и двухвального ГТД НК-86 в случае разрушения соответствующих валов.

Из данных видно, что время осевого перемещения роторов до касания со статором (время до начала торможения ротора) значительно меньше времени, требуемого для их раскрутки до разрушающих частот вращения. Однако следует учитывать, что момент торможения в расчетах задается весьма условно и зависит от количества мест соприкосновения ротора и статора, общей площади контакта, а также на каких диаметрах он происходит. При касании на малом диаметре величины тормозящего момента может быть не достаточно для предотвращения опасной раскрутки ротора, поэтому места касания необходимо организовывать на больших диаметрах, желательно в зоне расположения лопаток. Это обеспечит разрушение рабочих лопаток и, соответственно, ликвидирует окружающую силу на турбине и ликвидирует опасную ситуацию.

Таблица 1

Двигатель	НК-64			НК-86	
	ВД	СД	НД	ВД	НД
Момент инерции, Н·м·с ²	1670	1850	5500	4040	6240
Крутящий момент, Н·м	28790	23010	66130	40160	48900
Момент торможения, н·м	4990	3210	5640	5700	5300
Частота вращения n_p , об/мин	13850	10760	7700	11250	9200
Частота вращения n_{vax} , об/мин	9930	7865	4500	7550	5900
Осевой зазор, м·10 ⁻³	6,43	8,11	15,5	15,9	12,2
Масса ротора, кг	172	141	346	204	255
Осевая сила, Н	192120	121240	125530	101800	10816
Время раскрутки, с	1,42	1,13	0,86	2,24	1,66
Время перемещения, с	0,003	0,004	0,009	0,008	0,008

Конструктивные мероприятия для торможения роторов при нарушении кинематической связи между турбиной и компрессором показаны на рис. 2.

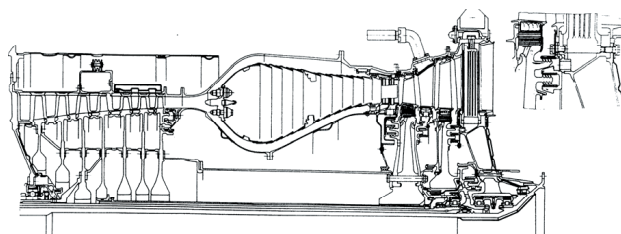


Рис. 2. Обеспечение торможения ротора турбины высокого давления

Принцип торможения роторов турбины современных ГТД семейства НК заключается в том, что после разрушения вала, турбина, перемещаясь назад, первоначально касается выходными кромками рабочих лопаток о входные кромки лопаток соплового аппарата. При этом обеспечивается гашение крутящего момента за счет износа и поломки кромок и самих лопаток в зоне среднего сечения. С этой целью входные кромки сопловых лопаток профилированы выпуклыми. Дополнительно в районе лабиринтных уплотнений диска ТСД поставлено специальное посадочное место (рис. 2).

Особенно важна защита конвертированных двигателей от раскрутки ротора свободной турбины (СТ) при внезапном снятии нагрузки. Поскольку режим работы газогенератора, практически, не изменится (до момента срабатывания отсечного клапана, перекрывающего подачу топлива в камеру сгорания), то газовые силы быстро раскручивают ротор СТ. При этом СТ не имеет возможности осевого перемещения, поскольку установлена на упорных подшипниках.

Методика расчета времени раскрутки ротора СТ описана в работе [1]. Здесь, в качестве примера, можно привести результаты расчета времени раскрутки ротора СТ конвертированного ГТД НК-37, предна-

значенного для привода электрогенератора (рис. 3 - низ). Основные параметры этого двигателя: $N_e = 25$ МВт; $\eta_e = 36,4\%$; $\pi_k^* = 23,1$; $T_T = 1353K$; $G_B = 105,2$ кг/с. При этом считается, что после прекращения подачи топлива, усилия, поддерживающие раскрутку ротора, снижаются до нуля по линейному закону.

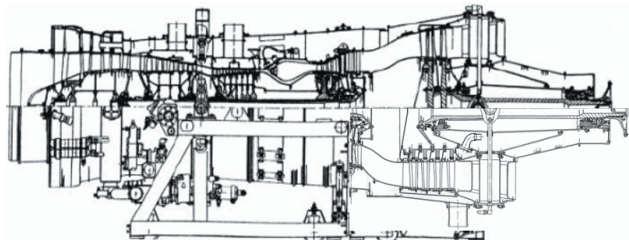


Рис. 3. Приводной ГТД НК-37(свободная турбина перевернута)

Вычисления проведены для двух случаев: 1 – обрыв приводного вала электрогенератора; 2 – внезапное падение потребляемой нагрузки в сети электрогенератора.

Расчеты показывают, что для первого случая максимальная частота вращения ротора СТ в 2,46 раза превышает эксплуатационное значение (3000 об/мин) и составляет 7385 об/мин; во втором случае это превышение соответствует 1,37 раза и 4127 об/мин.

Поскольку раскрутку ротора СТ невозможно остановить на статор машины, то к прочности дисков СТ предъявляют особенные требования. При этом коэффициент запаса прочности по разрушающей частоте вращения нормируется по максимальной возможной частоте вращения раскрутки при внезапном снятии нагрузки – $K_B = n_{разгр}/n_{max}$.

Обеспечение защиты самолета от фрагментов разрушения ротора. Данное требование является одним из необходимых аспектов надежности ГТД и осуществляется постановкой бронезащиты, назначение которой обеспечить локализацию фрагментов разрушения ротора в габаритах двигателя или защитить жизненно важные элементы самолета.

Различают секторную бронезащиту (защищает только жизненно важные части планера) и кольцевую (локализует фрагменты разрушения в габаритах двигателя). Некоторые конструктивные схемы кольцевой бронезащиты показаны на рис. 4.

Секторная защита не участвует в силовой схеме ГТД и устанавливается на наружной оболочке двигателя или в мотогондоле напротив роторов (рабочие колеса первых ступеней вентилятора или некоторые рабочие колеса турбины). Секторную защиту изготавливают из титановых сплавов.

Кольцевая защита интегрирована в силовую схему двигателя (располагается на наружной оболочке ГТД) и, поэтому, имеет меньший вес из-за меньшего диаметра и ширины. Изготавливают ее из металлических и композитных материалов.

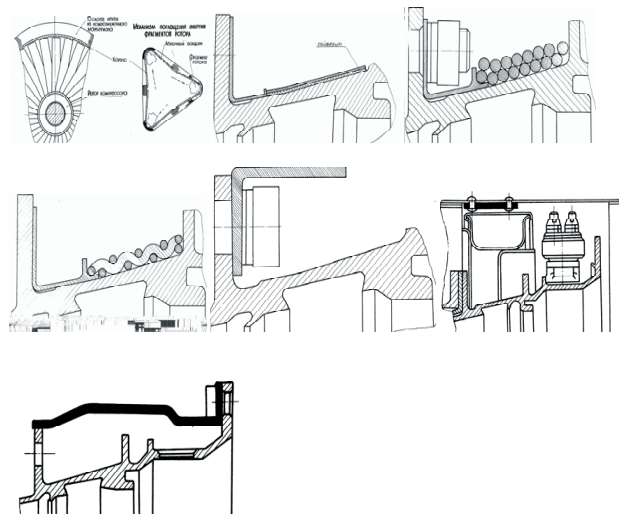


Рис.4. Примеры конструктивного исполнения кольцевых бронезащит авиационных ГТД

Для лопаток с бандажной полкой при попадании посторонних предметов в двигатель наиболее вероятно разрушение надполочной части лопатки.

Пример расчета кольцевой бронезащиты из титанового сплава BT-20 от обрыва части лопаток вентилятора над бандажной полкой ГТД НК-321, выполненной с помощью методики [1], приведены в табл. 2.

Таблица 2

Пример расчета толщины кольцевой бронезащиты вентилятора

Ступени вентилятора	1	2	3
Максимально возможная частота вращения ротора в эксплуатации, об/мин	5430	5430	5430
Масса надполочной части лопатки, кг	0,411	0,153	0,118
Радиус центра масс надполочной части лопатки, м	0,643	0,617	0,589
Кинетическая энергия части лопатки, Дж	77459	35860	23076
Центробежная сила части лопатки, Н	85112	30411	22406
Центробежная сила всей лопатки, Н	318442	139312	92940
Толщина бронезащиты, мм	8,9	4,8	4,8

Результаты испытаний каскада на разгонном стенде подтвердили результаты расчетов

Литература

1. Ануров Ю.М., Федорченко Д.Г. Основы обеспечения прочностной надежности авиационных двигателей и силовых установок. СПб.: Изд-во СПбГПУ. – 2004. – 390 с.