

УДК 539.4

**МЕТОД ТЕРМОУПРАВЛЯЕМОГО ОБРЫВА ЛОПАТОК ПРИ ИСПЫТАНИЯХ
КОРПУСОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД НА НЕПРОБИВАЕМОСТЬ**

© 2011 г.

*А.Р. Лепешкин, П.А. Ваганов, Н.Г. Бычков*Центральный институт авиационного моторостроения
им. П.И. Баранова, Москва

lepeshkin.ar@gmail.com

Поступила в редакцию 15.06.2011

Разработан метод термоуправляемого обрыва лопаток рабочих колес газотурбинных двигателей с дополнительным термонагружением ослабленного сечения лопатки на заданной частоте вращения с помощью электронагревателя, расположенного в нагружающем участке (корневой части или замке) лопатки. Метод обрыва лопатки заключается в перераспределении напряжений в заданном сечении лопатки при дополнительном ее термическом нагружении и в обеспечении квазихрупкого разрушения лопатки по указанному ее сечению на заданной частоте вращения ротора. Проведено расчетное моделирование управляемого обрыва лопатки. Проверка предлагаемого метода управления обрывом рабочей лопатки проводилась на испытательной машине и на разгонном стенде. Анализ поверхностей разрушения при обрыве лопатки показал, что они имеют наклоны, обусловленные влиянием касательных напряжений. Предложенный метод термоуправления обрывом лопатки был использован при проведении испытаний на непробиваемость корпуса вентилятора авиационного двигателя на разгонном стенде.

Ключевые слова: лопатка, корпус, испытание, метод, обрыв, вращение, напряжения, разгонный стенд.

При проектировании газотурбинных двигателей (ГТД), газотурбинных установок и других энергетических машин рассматриваются вопросы непробиваемости корпусов при обрыве лопаток.

Одной из наиболее часто повторяющихся опасных аварийных ситуаций, которые могут привести к катастрофическим последствиям, является обрыв лопаток роторов авиационных ГТД. Поэтому особое значение в обеспечении надежности ГТД имеет локализация обрыва лопаток в пределах корпуса. В случае недостаточной прочности корпуса двигателя оторвавшаяся лопатка может повредить самолет и вызвать катастрофу. По нормативным документам двигатели с недостаточной прочностью корпуса к эксплуатации не допускаются.

Нормативные технические документы по авиационным двигателям содержат требование об обязательной локализации в корпусах авиационного ГТД фрагментов, возникающих при разрушении рабочих лопаток турбомашин. Обеспечение и подтверждение соответствия этому требованию связано с большими затратами времени и средств. Поэтому значительный объем работ посвящен разработке подходов к расчетной оценке непробиваемости корпусов, основанных на использовании эмпирических соотношений или рас-

четов с помощью современных программных комплексов. Предложено также много конструктивных решений, направленных на обеспечение непробиваемости корпусов фрагментами лопаток благодаря использованию легких лопаток, применению специальных конструкций «жестких» или «податливых» корпусов. Однако из-за сложности прогнозирования траектории оборвавшейся лопатки, условий и последствий взаимодействия этой лопатки с другими деталями двигателя в настоящее время не удастся обойтись без испытаний на непробиваемость корпусов двигателя при обрыве лопатки. В частности, почти каждая программа сертификации двигателя предусматривает проведение испытаний с обрывом рабочей лопатки вентилятора.

Экспериментальная проверка корпусов авиационных двигателей на непробиваемость является одной из важнейших задач по обеспечению безопасности полетов. При обрыве лопатки двигателя на самолете возможны серьезные повреждения планера, обрыв подвески двигателя, пожар и иные тяжелые последствия. Нормативными техническими документами предусмотрено, чтобы такое испытание было проведено при обрыве лопатки в требуемом сечении на предельно допустимой в эксплуатации частоте вращения ротора. Вместе с тем в нормативных технических доку-

ментах отсутствуют рекомендации по методу обрыва лопатки, обеспечивающего выполнение этих требований, а используемые на практике способы обрыва лопатки имеют определенные недостатки, связанные с трудоемкостью, дороговизной, увеличением энергии лопатки в момент обрыва, нарушением траектории полета лопатки и т.д.

Известно несколько способов обеспечения обрыва лопатки на заданной частоте вращения. Самый известный из них состоит в том, что заданное для разрушения сечение ослабляется многократно до тех пор, пока на контрольных оборотах не произойдет обрыв лопатки. Этот метод трудоемок, ненадежен и практически не применяется.

Известен также способ отделения профильной части рабочей лопатки с помощью взрыва. Указанный способ имеет ряд существенных недостатков, к главным из которых относятся следующие: лопатке при взрыве сообщается дополнительная энергия неопределенного направления и величины, в результате чего она либо пробивает, либо не пробивает корпус в условиях, несоответствующих реальным. При этом невозможно дать объективную оценку прочности корпуса как в случае его разрушения, так и в случае его непробиваемости. Вес отделяемой части лопатки может измениться. Кроме того, сложно учесть влияние разброса силы взрыва и момента взрыва каждого заряда на процесс обрыва лопатки на вращающемся объекте. В случае использования ослабленного заряда, не завершающего полного отделения всей лопатки, нагруженной центробежными силами, обрыв сразу обеих стенок замка произойти не может. После обрыва одной из стенок лопатка сразу наклонится в противоположную сторону под действием центробежных сил и импульса силы от давления пороховых газов. Поэтому удар оборвавшейся лопатки о корпус может не соответствовать требованиям нормативных документов. Вероятность пожара при осуществлении этого способа на двигателе высока. Решение о прочности корпуса и необходимых мерах его усиления трудно обосновать при использовании данного способа.

В настоящем исследовании предложен надежный метод управляемого обрыва лопатки рабочего колеса ГТД с дополнительным термонагружением ослабленного сечения лопатки на заданной частоте вращения с помощью электронагревателя, расположенного в нагружающем участке (корневой части или замке) лопатки [1]. Суть предложенного метода обрыва лопатки заключается в перераспределении напряжений в заданном сечении лопатки при дополнительном ее термическом

нагружении и в обеспечении квазихрупкого разрушения лопатки по указанному ее сечению на заданной частоте вращения ротора. Проведено расчетное моделирование управляемого обрыва лопатки.

В отличие от метода обрыва лопатки с помощью взрыва разработанный авторами метод имеет следующие достоинства: обеспечивает возможность локального увеличения нагрузки в подрезанном сечении лопатки вплоть до ее разрушения на требуемой частоте вращения, исключает действие в момент удара лопатки по корпусу дополнительных сил, обеспечивает разрушение лопатки до выбора зазора между лопаткой и корпусом вентилятора на разрушающих частотах вращения и обеспечивает сохранение требуемой массы отделяемой лопатки.

В использовании разработанного метода для дополнительного нагружения ослабленного сечения используется нагрев среднего участка лопатки. Заданное сечение пера лопатки ослабляют поперечным надрезом. При этом удлинение лопатки в момент разрушения не должно превышать зазор между лопаткой и корпусом при заданной частоте вращения.

После выхода ротора на заданную частоту вращения включается нагрев и создается дополнительная термическая нагрузка в подрезанном сечении лопатки, которая суммируется с центробежной силой и обеспечивает обрыв лопатки.

Для обрыва роторной лопатки при требуемой частоте вращения в заданном сечении последнее ослаблялось до минимального запаса прочности. Проверка предлагаемого метода управления обрывом рабочей лопатки проводилась на испытательной машине и на разгонном стенде.

Разработанный метод управления обрывом лопатки был использован при проведении испытаний на непробиваемость корпуса вентилятора авиационного двигателя на разгонном стенде. Лопатка оборвалась в заданном сечении от действия центробежной нагрузки на требуемой частоте вращения. Оборвавшаяся лопатка удержана корпусом. В контрольном алюминиевом экране, установленном вокруг корпуса, следов пролета фрагментов лопатки не обнаружено. Анализ поверхностей разрушения при обрыве лопатки показал, что они имеют наклоны под углом 45 градусов, обусловленные влиянием касательных напряжений.

Успешно проведенные испытания на непробиваемость корпуса вентилятора авиационного двигателя на разгонном стенде показали эффективность метода управляемого обрыва лопаток.

Предложенный метод можно применять при

проверке на непробиваемость корпусов роторных машин, газотурбинных и энергетических установок и двигателей.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект №11-08-00521-а).

Список литературы

1. Патент № 2131626 Россия. Способ испытаний корпуса ротора лопаточных машин на непробиваемость и устройство для его осуществления / А.Р. Лепешкин, Н.Г. Бычков. ЦИАМ. 2007. Б.И. №33.

METHOD OF THERMAL CONTROL OF THE BREAKAGE OF THE BLADES DURING TEST CONTAINMENT OF AVIATION GTE CASINGS

A.R. Lepeshkin, P.A. Vaganov, N.G. Bychkov

A method of thermal control of the breakage of the driving wheel of GTE blades with additional thermal loading of the weakened section of the blade on the set frequency of rotation by means of an electroheater located in the loading site (a root part or the lock) of blade is developed. The method of blade breakage consists in the redistribution of the stresses in the given section of the blade at additional thermal loading and in maintenance of quasi-fragile destruction of blade on specified section on the set frequency of rotation of a rotor. The calculated modeling of control breakage of blade is carried out. The offered method of thermal control breakage of blade has been used at carrying out of test containment fan casing of the aviation engine on the spin rig.

Keywords: blade, casing, test, method, breakage, rotation, stresses, spin rig.