

УДК 629.7.036

А.Д. КУЛАКОВ, В.В. ПОПОВ

*Летно-исследовательский институт им. М.М. Громова «ЛИИ»,
Жуковский, Московская область, Россия***ТЕХНОЛОГИЯ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ГТД НА ЛЕТАЮЩИХ ЛАБОРАТОРИЯХ**

Обсуждается технология летных испытаний (ЛИ) газотурбинных двигателей (ГТД) на летающих лабораториях (ЛЛ), которая дает возможность проведения опережающих комплексных исследований основных узлов двигателя и сопряженных с ним самолетных систем. Представлен обзор создания и развития летающих лабораторий с 1946 года по настоящее время. Описаны основные этапы, содержание и задачи, решаемые при летных испытаниях ГТД на ЛЛ. Перечислены экспериментальные системы ЛЛ, позволяющие имитировать функционирование опытного ГТД в компоновке самолета, на который он будет устанавливаться впоследствии. Использование данной технологии позволило существенно повысить безопасность, уменьшить объем заводских испытаний самолета, сократить сроки и повысить качество летно-конструкторских, государственных и сертификационных испытаний.

двигатель, летающая лаборатория (ЛЛ), летные испытания (ЛИ), экспериментальные системы ЛЛ, пульт экспериментатора, запуск, авторотация, дроссельные характеристики, газодинамическая устойчивость, расход воздуха, тяга двигателя, тензометрирование, вибрографирование

Введение

Летные испытания авиационных двигателей на летающих лабораториях являются неотъемлемым этапом в технологии создания авиационной техники и обуславливаются необходимостью проведения опережающих летных исследований и летно-доводочных испытаний опытных, модифицированных и серийных газотурбинных двигателей. ЛЛ создавались на базе серийных самолетов с высоким уровнем надежности, имеющих широкий эксплуатационный диапазон высот и скоростей полета.

На базе летящей лаборатории возможно проводить не только общие испытания авиационных двигателей в условиях полета, но и специальные испытания на переходных режимах, на реальных пусковых режимах и т.д.

На ЛЛ стали возможными испытания двигателей в полете на больших углах атаки и при скольжении самолета, климатические испытания, испытания в условиях естественного обледенения и дождя, в условиях высокогорья. Большая часть таких испытаний не могла быть в полной мере воспроизведена на наземных стендах.

Наряду с разнообразными наземными испытательными установками и высотными стендами ЛЛ использовались все шире и зарекомендовали себя как весьма гибкий, сравнительно недорогой и универсальный инструмент для летных исследований авиационных двигателей, их отдельных узлов и опытных силовых установок в целом (например, самолетов-истребителей).

Летные исследования на ЛЛ органически вошли в цикл создания и доводки двигателей и позволили существенно повысить безопасность, уменьшить объем заводских испытаний самолета, сократить сроки и повысить качество летно-конструкторских, государственных и сертификационных испытаний.

Первая отечественная ЛЛ для исследований и летно-доводочных испытаний двигателя РД-10 была создана в 1946 году. Лаборатория была оборудована на базе серийного самолета Ту-2 (рис. 1).

Двигатель на качающейся с помощью шарнирных узлов раме монтировался под фюзеляжем самолета. С 1947 года на небольшой серии этих летающих лабораторий были проведены испытания двигателей РД-20, РД-45, РД-500, ВК-1, ВК-3, АМ-5 и др.

Опыт применения Ту-2ЛЛ для испытаний и доводки ГТД был использован при постройке нового поколения ЛЛ уже на основе других, более современных самолетов. Так, в 1951 году на базе серийного четырехдвигательного самолета Ту-4 была создана лаборатория для исследований и доводки АМ-3 - самого крупного для того времени ТРД (рис. 2).



Рис. 1. Летаящая лаборатория ТУ-2ЛЛ



Рис. 2. Летаящая лаборатория ТУ-4ЛЛ

Этот двигатель крепился на специальной раме и располагался в обтекаемой гондоле двигателя, имитирующей входные и выходные устройства самолетной силовой установки. Экспериментальная подвеска, включающая в себя опытный двигатель, раму его крепления, гондолу двигателя и агрегаты различных систем, крепилась к силовым элементам самолета и при помощи двух гидроцилиндров частично убиралась в бомбоотсек. В полете подвеска выпускалась из бомбоотсека и фиксировалась в нулевом положении, заслонка открывалась, и далее исследовалась работа опытного двигателя. На Ту-4ЛЛ с 1951 по 1962 гг. были проведены испытания двигателей АЛ-5, АЛ-7, АЛ-7П, АЛ-7Ф, АМ-3, АМ-5Ф, РД-9Б, АМ-И, ВК-7, ВК-11, ВД-5, ВД-7 и др.

Впоследствии подобные ЛЛ были созданы на основе самолетов Ту-95 и Ил:18. В течение 1951-1965 гг. на этих ЛЛ были проведены летно-доводочные испытания турбовинтовых двигателей ТВ-2, ТВ-2М, 2ТВ-2М, НК-4, НК-12, АИ-20, АИ 20К, 2ТВ-2Ф.

Дальнейшее развитие летающих лабораторий связано с использовавшимся для этих целей самолетом Ту-16, летно-технические характеристики которого на много превосходили соответствующие параметры предыдущих самолетов -ЛЛ (рис. 3).



Рис. 3. Летаящая лаборатория Т-16ЛЛ с опытным двигателем Д-36

На летающей лаборатории Ту-16 впервые была исследована силовая установка в целом, которая по существу представляла самолет с отсеченными крыльями (рис. 4). Такой была силовая установка самолета L-36 с двигателем ДВ-2.



Рис. 4. Летаящая лаборатория Ту-16ЛЛ с опытной силовой установкой самолета L-36 с двигателем ДВ-2

На Ту-16ЛЛ, был проведен большой объем исследований и доводки двигателей АЛ-7Ф1, АЛ-7Ф2, АЛ-7Ф4, РД-3М, РД-15-16, РД-16-17, Р11АФ-300, Р-15-300, Р-21-300, Д-30, Д-30К, Д-30КП, АИ-25, Д-36, ВД-19, ВД-7М, РД-36-41, РД-36-51, НК-8-2, Д-30Ф6, РД-33, АЛ-31Ф.

Дальнейшее развитие летающих лабораторий диктовалось необходимостью испытания вновь создаваемых крупногабаритных авиационных ГТД типа ТРДД Д-18Т.

Новые летающие лаборатория были созданы на базе транспортного самолета Ил-76, [1], (рис. 5 – 7).



Рис. 5. Летающая лаборатория Ил-76ЛЛ с двигателем Д -18Т



Рис. 6. Летающая лаборатория ИЛ-76ЛЛ с двигателем Д-27



Рис. 7. Летающая лаборатория ИЛ-76ЛЛ с двигателем НК-93

Опытный двигатель размещается на пилоне вместо одной из внутренних штатных двигательных ус-

тановок самолета. Компоновка силовой установки имеет весьма важное преимущество: при неизменной аэродинамической схеме самолета-носителя соответствие натуре обеспечивается в наибольшей мере. Кроме того, появилась перспектива дальнейшей установки на этом месте большой группы ГТД различных схем и тяговых характеристик. На Ил-76ЛЛ были испытаны (Д-18Т, ПС-90А, ТВ-7-117, Д-27) и продолжаются летно-доводочные испытания новых (НК-93, SaM146) двигателей для самолетов Ан-124, Ан-225, Ил-96-300, Ту-204, Ил-114, Ан-70, RRJ100.

Область полета летающей лаборатории Ил-76ЛЛ представлена на рис. 8.

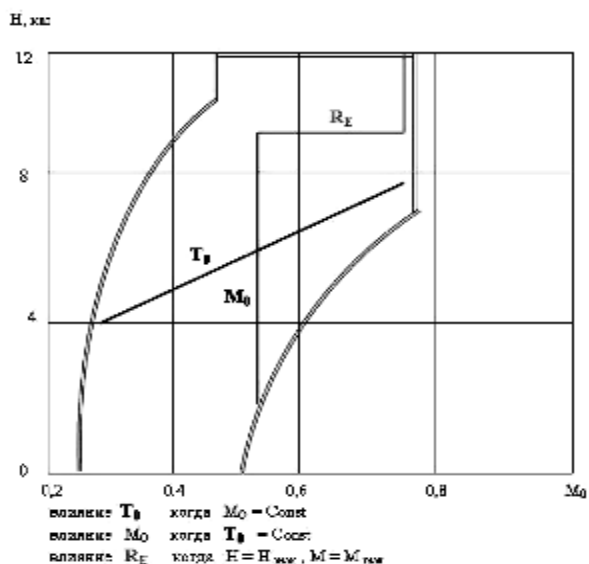


Рис. 8. Область полета самолета ИЛ-76ЛЛ

Универсальная летающая лаборатория Ил-76ЛЛ дала возможность более широкого использования электронной высокоточной контрольно-измерительной аппаратуры, современной бортовой вычислительной техники и экранной индикации для инженеров-испытателей экипажа. Необходимость визуального панорамного и детального обзора пилона, опытного двигателя и прилегающих конструкций самолета при различных исследованиях (в т.ч. внешней аэродинамики двигательной установки, вибраций двигателя и обледенения передних ступеней вентилятора) потребовала установки теле-видео аппаратуры. На Ил-76ЛЛ размещена современная телеметрическая аппаратура, позволяющая передавать

полный объем измеряемых параметров в наземный центр для анализа в реальном масштабе времени.

1. Содержание и структура летных испытаний и доводки ГТД

1.1. Основные этапы и задачи летных испытаний и доводки ГТД. На разных этапах летных испытаний проводятся работы по усовершенствованию и доводке двигателей, объем и содержание которых зависят от их конструктивных особенностей, назначения и степени предшествующей доводки. Этот сложный процесс начинается с испытаний первых опытных образцов двигателя на летающей лаборатории и продолжается в течение всего его жизненного цикла.

Первый этап ЛИ и доводки опытных ГТД обычно проводится на ЛЛ параллельно стендовым испытаниям, причем основная задача этого этапа заключается в проведении летно-доводочных работ, обеспечивающих безопасность первого вылета опытного самолета и достаточную работоспособность, надежность и ресурс двигателей при дальнейших ЛИ опытного самолета. Наряду с этим на первом этапе ЛИ двигателей, как и на всех других этапах, определяется содержание и объем работ по улучшению их характеристик в дальнейшей доводке.

Второй этап ЛИ и доводки ГТД начинается с первого вылета опытного самолета и проводится далее на этом самолете и на ЛЛ. На опытном самолете проводятся испытания на всех свойственных этому самолету режимах полета, в том числе при больших углах атаки и скольжения, при больших перегрузках и при других наиболее тяжелых для двигателя условиях полета. На ЛЛ параллельно проводятся ЛИ двигателя по специальным программам, предусматривающим решение наиболее сложных вопросов его летной доводки и улучшения летно-эксплуатационных характеристик с использованием специального экспериментального оборудования.

Таким образом, летные испытания и доводка авиационных ГТД обеспечивают непрерывное

улучшение их характеристик во всех условиях летной эксплуатации на самолетах и вертолетах.

1.2. Характеристики ГТД, определяемые при летных испытаниях. На всех этапах ЛИ предусматривается проведение следующих работ по определению и улучшению характеристик двигателей на установившихся и неустойчивых режимах во всем рабочем диапазоне режимов полета:

– определение в указанных условиях изменения параметров рабочего процесса двигателя и оценка установленных ограничений по частоте вращения роторов, температуре газа, степени повышения давления воздуха и другим параметрам;

– определение характеристик авторотации неработающего двигателя и обеспечение его запуска в полете во всем заданном диапазоне высот и скоростей полета;

– определение динамических характеристик двигателя на неустойчивых режимах и обеспечение его заданной приемистости и дросселирования;

– определение характеристик газодинамической устойчивости двигателя, обеспечение заданных запасов его устойчивости и отработка системы защиты от перегрева при помпаже;

– определение характеристик и границ устойчивой работы камеры сгорания двигателя и обеспечение заданного распределения температур газа перед турбиной;

– определение характеристик систем автоматического регулирования и контроля состояния двигателя, обеспечение их нормального функционирования и поддержания заданных законов регулирования;

– определение высотно-скоростных, тяговых и расходных характеристик двигателя и возможностей повышения его экономичности и эффективности;

– оценка вибрационного и теплового нагружения элементов конструкции двигателя и отсутствия в условиях полета автоколебаний и недопустимых резонансных колебаний лопаток турбокомпрессора;

– определение вибрационных характеристик дви-

гателя и обработка системы вибрационного контроля его состояния и других систем сигнализации о появлении неисправностей в полете;

– оценка эффективности систем охлаждения, смазки и суфлирования двигателя в условиях полета.

Все указанные испытания на первых этапах по возможности проводятся параллельно, что обеспечивает расширение фронта летно-доводочных работ и сокращение срока их выполнения. Однако необходимо иметь в виду, что если выполняемые доводочные работы приводят к существенному изменению полученных ранее характеристик двигателя, то эти характеристики на разных этапах испытаний и доводки приходится определять повторно.

1.3. Планирование и порядок проведения летных испытаний ГТД. Основные этапы летных испытаний и доводки новых ГТД на летающих лабораториях составляют сложный научно-производственный процесс, при осуществлении которого приходится решать ряд конструктивно-производственных и научно-исследовательских задач, к которым относятся:

- подготовка двигателя для летных испытаний;
- создание ЛЛ для испытаний двигателя;
- разработка экспериментального оборудования и информационно-измерительной системы;
- оборудование летающей лаборатории, экспериментальными и измерительными системами;
- разработка методов и программ летных испытаний двигателя;
- разработка программ моделирования, обработки и анализа результатов летных испытаний;
- проведение летных испытаний двигателей на летающей лаборатории;
- обработка и анализ результатов ЛИ, моделирование определяемых характеристик двигателей;
- разработка и внедрение мероприятий по доводке и усовершенствованию двигателя в процессе ЛИ;
- подготовка отчетной документации по результатам летных испытаний и доводки двигателя.

2. Создание летающей лаборатории

Для обеспечения летных испытаний на летающей лаборатории создаются:

- рабочие места инженеров-экспериментаторов;
- система управления двигателем;
- система запуска двигателя;
- топливная система (питающая и обратная);
- система отбора мощности (загрузка электрогенератора и гидронасоса);
- система отбора воздуха;
- противопожарная система;
- система измерения;
- телеметрическая система передачи данных в реальном масштабе времени;
- система первичной и вторичной обработки результатов эксперимента.

С помощью этих систем возможно проведение комплексных исследований двигателя в реальных условиях его компоновки в составе силовой установки основного самолета.

Основной пульт управления летным экспериментом установлен в грузовой кабине ИЛ-76ЛЛ и обеспечивает управление опытным двигателем и экспериментальными системами ЛЛ (рис. 9).



Рис. 9. Пульт управления летным экспериментом в грузовой кабине ИЛ-76ЛЛ

В кабине летающей лаборатории наряду с современными информационно-измерительными систе-

мами устанавливаются экспериментальные системы и пульты управления, позволяющие решать следующие актуальные задачи:

- подбирать в процессе проведения летного эксперимента регулировку автоматики, обеспечивающую высотный запуск двигателя;

- определять в полете при помощи экспериментальной системы дистанционного управления оптимальную настройку системы автоматического регулирования двигателя, обеспечивающую заданные законы регулирования и нормальное функционирование системы;

- при помощи системы дистанционного управления определять оптимальную настройку автоматики компрессора, обеспечивающую максимальные располагаемые запасы газодинамической устойчивости двигателя в условиях полета;

- определять в полете границы газодинамической устойчивости двигателя, обрабатывать системы его противопомпажной защиты, а также определять его динамические частотные характеристики;

- определять в полете влияние отбора воздуха и загрузки самолетных агрегатов на параметры рабочего процесса двигателя, его характеристики и запасы газодинамической устойчивости.

При больших возможностях размещения и использования на ЛЛ специального экспериментального оборудования в их современных информационно-измерительных системах предусматриваются бортовые ЭВМ, обеспечивающие первичную обработку и анализ получаемой информации и направленное проведение сложных летных экспериментов. При этом достигается особенно высокая эффективность летных испытаний новых двигателей на ЛЛ, повышается качество их летной доводки при сокращении объема и сроков летных испытаний.

Выбор технических средств сбора данных осуществляется, по крайней мере, с двух основных позиций.

Во-первых, выбирается аппаратура, удовлетворяющая требованиям по точности к измерениям, и согласовываются диапазоны изменения параметров ГТД с диапазонами работы первичных преобразователей. Эта операция выполняется с использованием расчетных характеристик и стендовых испытаний двигателя.

Во-вторых, согласовывается частотный диапазон измеряемых параметров, первичных преобразователей, согласующих устройств и регистраторов.

Подготовка информационно-измерительной системы завершается метрологической аттестацией системы сбора, обработки и отображения данных и отладкой технологии использования.

3. Определение характеристик ГТД на летающей лаборатории

3.1. Определение характеристик авторотации и запуска. Подробное препарирование ГТД и его систем, возможность автономного воздействия на отдельные узлы топливрегулирующей аппаратуры, возможность имитации отбора мощности, использование расчетно-экспериментальных методов анализа позволяют на ЛЛ полностью отработать запуск ГТД (запуск с режимов авторотации, с применением подкрутки ротора, на выбеге роторов и встречный запуск).

В полете на ЛЛ определяются:

- характеристики ГТД на режимах выбега и авторотации;

- области надежного воспламенения топливовоздушной смеси по высоте, скорости полета и в зависимости от частоты вращения роторов;

- границы горячего и холодного зависаний роторов;

- оптимальная настройка топливрегулирующей аппаратуры для обеспечения нормального запуска в пределах установленного времени, а также для ускоренного запуска на малых высотах с установкой РУД на режим выше малого газа;

– параметры ГТД на установившихся режимах ниже малого газа, вплоть до прекращения работы камеры сгорания;

– характеристики запуска с выбранными из условий надежного запуска на земле и в полете предельными регулировками топливорегулирующей аппаратуры с подогретым и охлажденным топливом различных сортов.

При проведении испытаний по определению условий воспламенения топливовоздушной смеси производится оценка времени задержки воспламенения и способов его уменьшения.

Определение границ горячего и холодного запусков производится последовательным изменением регулировок автомата запуска перед полетом или в полете с дистанционным ручным управлением элементами топливорегулирующей аппаратуры.

При испытаниях в зависимости от температуры и давления воздуха определяют основные показатели процесса запуска: время выхода на малый газ, время выхода на частоту отключения стартера, максимальную температуру газа за турбиной, частоту вращения роторов на малом газе, начальное давление (расход) топлива, параметры рабочего процесса стартера.

При испытаниях на летающей лаборатории характеристики авторотирующего двигателя определяются с использованием систем, позволяющих в полете изменять величину отбираемой мощности. Эти системы используются и при оценке запуска двигателя с определенной программой отбора мощности.

Полученные на летающей лаборатории экспериментальные сетки характеристик авторотирующего двигателя используются для расчета и предварительной оценки характеристик его авторотации в ожидаемых условиях работы на самолете.

В результате отработки запуска ГТД на летающей лаборатории, с учетом результатов испы-

таний в стендовых условиях, производится уточнение или выбор программы автомата запуска и топливорегулирующей аппаратуры в целом, обеспечивающих надежный автоматический, безопасный и автономный запуск в пределах установленного времени.

3.2. Определение параметров рабочего процесса характеристик ГТД на установившихся режимах.

Определение дроссельных характеристик

Дроссельные характеристики представляют в виде зависимостей приведенных параметров рабочего процесса (давлений, температур, расходов воздуха и топлива) от приведенной частоты вращения одного из роторов турбокомпрессора, обычно ротора компрессора низкого давления (вентилятора ТРДД). Приведение параметров осуществляется по формулам теории подобия к стандартным значениям полного давления и температуры на входе в компрессор двигателя. При наличии у двигателя дискретно регулируемых элементов газоздушного тракта (клапаны перепуска, направляющие аппараты компрессора и др.) дроссельные характеристики представляются совокупностью зависимостей, относящихся к различным положениям регулируемых элементов.

В условиях полета действует ряд факторов, приводящих к отклонениям от единых зависимостей приведенных параметров рабочего процесса от приведенной частоты вращения. Основными из этих факторов являются:

– перепад давлений в реактивном сопле при дозвуковом истечении газов из него;

– абсолютный уровень давления на входе в двигатель, неравномерность потока на входе.

Возможность влияния перечисленных и ряда других факторов необходимо иметь в виду при планировании экспериментов по определению дроссельных характеристик и анализу полученных результатов.

Определение расхода воздуха и газа

Определение расхода воздуха ГТД в полете производится разными способами. Существо этих способов заключается в измерении температур, полных и статических давлений потока в различных сечениях проточной части (на входе в двигатель, за компрессорами, за турбиной, перед реактивным соплом, соплами). Все эти способы косвенные. Они требуют введения поправочных коэффициентов, получаемых по результатам стендовых испытаний опытного специально препарированного двигателя, перед отправкой его на летные испытания на ЛЛ.

Определение тяги двигателя

Из числа возможных методов определения тяги ГТД в условиях полета в основном используются различные варианты газодинамического метода.

Сущность газодинамического метода заключается в том, что, определяя путем измерений расхода воздуха через ГТД, площадь сопла и газодинамические параметры в различных сечениях проточной части, прямо или косвенно определяющие характеристики реактивной струи, можно определить параметры течения и вычислить тягу сопла и двигателя.

Используя различные сочетания между газодинамическими параметрами, можно получить большое число вариантов газодинамического метода, которые условно можно разделить на два класса:

– общий газодинамический метод, в котором параметры течения и тяга определяются по измерению полей полных и статических давлений и температуры газа на выходе из сопла;

– упрощенные газодинамические методы, в которых характеристики реактивной струи определяются косвенно по измерениям газодинамических параметров перед критическим сечением сопла.

Общий газодинамический метод использовался при определении тяги двигателя Д-18Т при испытаниях на ИЛ-76ЛЛ (рис.5) как единственно возможный способ получения основных данных двигателя из-за отсутствия высотных стендов, обеспечиваю-

щих высокой расход воздуха через двигатель и тягу двигателя, [2].

3.3. Определение характеристик неуставившихся режимов ГТД. Оценка характеристик ГТД на неуставившихся режимах при летных испытаниях производится с использованием количественных и качественных критериев.

К основным количественным критериям относятся:

– максимально допустимое время приемистости и сброса газа;

– максимально допустимые значения температуры газов в турбине, частоту вращения роторов и давления за компрессором;

– максимально допустимый остаток запаса газодинамической устойчивости компрессора на неуставившихся режимах, задаваемый величинами прямого или косвенных критериев запаса;

– максимально допустимые величины вибраций корпусов двигателя;

– допустимые величины давления топлива и масла в двигателе;

– допустимые отклонения частоты вращения роторов, температуры газов, положений регулируемых элементов компрессора от значений, заданных законами управления.

К основным качественным критериям относятся:

– характер рабочего процесса двигателя, его элементов и систем (устойчивый, неустойчивый);

– наличие или отсутствие особенностей в изменении тяги, неблагоприятных по управлению ЛА (колебаний, задержек и т.п.)

3.4. Определение характеристик газодинамической устойчивости ГТД. Основными целями летных испытаний на ЛЛ и самолете при оценке газодинамической устойчивости являются:

– определение влияния высоты и скорости полета на параметры совместной работы элементов ГТД на установившихся и неуставившихся режимах;

– определение частичных (потребных) запасов устойчивости компрессора, используемых в рабочем диапазоне приведенной частоты вращения ротора;

– отработка методики оценки достаточности запасов устойчивости по прямым или косвенным параметрам для испытаний на основном самолете;

– предварительная количественная оценка достаточности запасов устойчивости и уточнения контрольных режимов проверки устойчивости при испытании на основном самолете;

– уточнение программы управления регулируемые элементами двигателя и программ подачи топлива в камеру сгорания;

– изучение особенностей протекания процессов неустойчивой работы компрессора, оценка возможностей восстановления устойчивости работы двигателя, предварительная работа системы кратковременного повышения запасов устойчивости двигателя и системы автоматического восстановления режима его работы.

3.5. Оценка нагружения элементов конструкции ГТД в условиях полета. Элементы конструкции ГТД при работе подвергаются сложному комплексу статических и динамических нагрузок. Природа, а также интенсивность и длительность воздействия этих нагрузок при заданном конструктивном исполнении двигателя, воздухозаборника и ЛА определяются режимом работы двигателя, режимом полета и изменением внешних условий, в которых этот полет выполняется.

Основным источником динамического нагружения лопаток турбокомпрессора и двигателя в целом является возникающая при его эксплуатации неоднородность потока на входе. Эта неоднородность оказывает на элементы конструкции двигателя периодическое и широкополосное случайное воздействие. Периодическое воздействие определяется вращением рабочих лопаток в потоке неравномерном по окружности, а основным источником случайного воздействия потока на элементы конструк-

ции ГТД является крупномасштабная турбулентность течения в воздухозаборнике.

Динамическое тензометрирование деталей ГТД

Летные испытания по тензометрированию проводятся на специально преперированном двигателе после проведения его испытания на стенде. Перечень элементов конструкции двигателя, которые тензометрируются в реальных условиях его работы на ЛА, и места наклейки тензодатчиков определяются по результатам специальных стендовых испытаний (для опытных ГТД), а также на основе анализа статистики отказов двигателя в массовой эксплуатации (для серийных ГТД). Тензометрирование выполняется в эксплуатационном диапазоне режимов работы двигателя и режимов полета, свойственном ЛА, в том числе при выполнении эволюций с выводом на предельно допустимые углы атаки, углы скольжения и перегрузки, а также при рулениях, взлете и посадке. При этом предусматривается работа двигателя с различными настройками элементов его топливной автоматики в поле эксплуатационных допусков по ТУ. При тензометрировании элементов проточной части турбокомпрессора двигателя повышенное внимание уделяется режимам срабатывания механизации компрессора и реактивного сопла, а также режимам, на которых осуществляется регулирование воздухозаборника (изменение положения створок подпитки, панелей и клина воздухозаборника и пр.).

Для выявления источников динамического нагружения элементов турбокомпрессора и оценки возбуждающего воздействия этих источников дополнительно обеспечивается измерение полей давления, температуры и определяются пульсации параметров потока в газозооном тракте двигателя. При тензометрировании трубопроводов топливных и масляных систем ГТД измеряют пульсации жидкостей в магистралях этих систем.

По результатам анализа данных тензометрирования двигателя в условиях работы на ЛЛ определяет-

ся сочетание параметров полета и режимов работы двигателя, соответствующее максимальному вибрационному нагружению тензометрируемых деталей, и оценивается их вибрационная надежность.

По результатам анализа данных тензометрирования двигателя условий работы на ЛА определяется сочетание параметров полета режимов двигателя, соответствующие максимальному вибрационному нагружению тензометрируемых деталей, и оценивается их вибрационная надежность. В случае превышения допустимых величин вибрационных напряжений в элементах конструкции опытного двигателя вводятся ограничения на режимы эксплуатации двигателя на основном самолете, действия которых распространяются до тех пор, пока при испытаниях на ЛЛ эти ограничения не будут сняты.

Вибрографирование двигателя и его узлов

При летных испытаниях двигатель и его узлы, а также элементы экспериментальных систем летающей лаборатории препарируются вибродатчиками:

- в узлах подвески двигателя к ЛА для измерения вибраций по трем ортогональным направлениям;
- в плоскости крепления входного устройства;
- в местах установки штатных датчиков системы бортового виброконтроля;
- в плоскостях расположения опор роторов двигателя;
- на коробке приводов агрегатов;
- на агрегатах двигателя, для которых уровень замеренных вибраций на стенде превышает нормированные значения или близок к ним;
- на корпусе камеры сгорания.

В результате обработки и анализа материалов вибрографирования ГТД в условиях его работы на ЛЛ определяется область режимов полета и работы двигателя с максимальным уровнем вибрации, вызываемых роторными гармониками.

Дается оценка выбранных мест замера вибрации штатной системой бортового виброконтроля и ее эффективности.

Определяются диагностические возможности вибродатчиков, установленных в различных местах конструкции двигателя по выявлению таких опасных динамических процессов в ГТД, как помпаж, вращающийся срыв в компрессоре, вибрационное горение в камере сгорания.

Заключение

Связанное с быстрым развитием газотурбинных двигателей усовершенствование методов и средств их летных испытаний и исследований привело к тому, что в современном мировом авиадвигателестроении летные испытания и исследования на ЛЛ стали важнейшим этапом создания и освоения новых двигателей на самолетах.

Литература

1. Петрухин Ю.Н., Кац Л.М., Данковцев Н.А. и др. Создание на базе серийного самолета Ил-76МД №3908 универсальной летающей лаборатории для испытаний опытного двигателя ПС-90А // Научно-технический сборник ЛИИ. – 1996. – № 247. – С. 3-20.
2. Кулаков А.Д., Попов В.В. Методы определения тяговых характеристик ГТД на летающей лаборатории и основном самолете // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 9 (45). – С. 37-43.

Поступила в редакцию 22.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук В.И. Мельник, Летно-исследовательский институт им. М.М. Громова «ЛИИ», Жуковский, Московская область, Россия.