

Математическое моделирование и восстановление оптико-акустических параметров газоздушного потока на срезе сопла турбомашин.

Результаты моделирования

В.Ю. Виноградов, В.И. Анфиногентов, О.Г. Морозов

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ

Аннотация: Настоящая статья посвящена моделированию газоздушного потока на срезе сопла турбомашин для установившихся и неустановившегося режима работы, обозначена математическая модель, описывающая акустические процессы в проточной части турбомашин и пути их совершенствования. Определены принципы построения комплексных систем аэроакустической картографии, дополненных методами и средствами измерений газодинамических параметров потока в проточной части и на срезе сопла турбомашин, направленных на повышение информативности и уровня алгоритмизации неразрушающего контроля состояния рабочих лопаток и обеспечивающих получение данных в условиях параметрической и структурной неопределенности газоздушного потока как по контролируемым внутренним сечениям проточной части, так и по выходному сечению на срезе турбомашин. Рассмотрены задачи размещения точек контроля и восстановления пространственного распределения поля по измерениям в дискретной совокупности точек по отдельности. Восстановление акустического поля турбомашин реализуется по данным измерений на выходе ВОД, только используя статистический подход. Восстановление поля представлено в виде непрерывных функций пространственных координат по результатам измерения в дискретной совокупности точек при наличии априорной информации о свойствах измеряемых полей. Используются статистические подходы для определения координат датчиков и погрешности восстановления на примере одной модельной задачи контроля поля излучения, создаваемого непрерывным монополюсным излучателем.

Ключевые слова: математические модели, турбомашин, срез сопла, холодный пуск, невозмущенный поток, распределенные волоконные системы, аэроакустический контроль, акустическое поле, моделирование процессов, восстановление.

Введение

Как показали исследования, проведенные в обзорной статье, одним из эффективных путей улучшения метрологических характеристик и расширения функциональных возможностей акустического метода контроля параметров газового потока проточной части турбомашин, является объединение в совокупность, в единое аэроакустическое пространство всех под-методов задачи, которых многогранны. Из решаемых при использовании такого объединения проблемы следует выделить проблему

$$G(a_{i_0}, a_{i_1}, \dots, a_{i_k}) = \sum_{j=0}^N \left(\frac{dX_i}{dt}(t_j) - a_{i_0} f_0(t_j) - a_{i_1} f_1(t_j) - \dots - a_{i_k} f_k(t_j) \right)^2. \quad (2)$$

Если в качестве функций $f_0(t), f_1(t), \dots, f_k(t)$ выбирать функции $X_0(t), X_1(t), X_2(t), \dots, X_m(t)$, то система обыкновенных дифференциальных уравнений будет линейной, если же в качестве функций $f_0(t), f_1(t), \dots, f_k(t)$ выбирать функции вида $(X_j(t))^s \cdot (X_i(t))^p$, то математическая модель будет иметь вид системы нелинейных дифференциальных уравнений.

В выражении (2) производные $\frac{dX_i}{dt}(t_j)$ оцениваются с помощью разностных отношений, имеющих заданный порядок аппроксимации. Так, например, для аппроксимации производной в точках $t_2, t_3, \dots, t_{N-3}, t_{N-2}$ использовалось разностное отношение вида

$$\frac{dX_i}{dt}(t_j) \approx \frac{X_i(t_{j-2}) - 8 \cdot X_i(t_{j-1}) + 8 \cdot X_i(t_{j+1}) - X_i(t_{j+2})}{12 \cdot \Delta t},$$

имеющее 4-й порядок аппроксимации. А для оценки производных в точках t_0, t_1, t_{N-1}, t_N использовались разностные отношения, имеющие 4-й порядок аппроксимации. Так, например, для точки t_0 разностное отношение имеет вид

$$\frac{dX_i}{dt}(t_0) \approx \frac{25 \cdot X_i(t_0) - 48 \cdot X_i(t_1) + 36 \cdot X_i(t_2) - 16 \cdot X_i(t_3) + 3 \cdot X_i(t_4)}{12 \cdot \Delta t}.$$

Приравняв нулю, частные производные от функции $G(a_{i_0}, a_{i_1}, \dots, a_{i_k})$ по переменным $a_{i_0}, a_{i_1}, \dots, a_{i_k}$, получим для нахождения коэффициентов $a_{i_0}, a_{i_1}, \dots, a_{i_k}$ систему линейных алгебраических уравнений вида

$$W \cdot \vec{A} = \vec{U}. \quad (3)$$

Здесь W матрица размерности $(k+1) \times (k+1)$, элементы которой вычисляются следующим образом $W_{dg} = \sum_{j=0}^N f_d(t_j) \cdot f_g(t_j)$, вектор

\vec{A} размерности $(k+1)$, состоит из коэффициентов $a_{i_0}, a_{i_1}, \dots, a_{i_k}$, элементы

вектора \vec{U} размерности $(k+1)$ вычисляются по формуле

$$U_d = \sum_{j=0}^N f_d(t_j) \cdot \frac{dX_i}{dt}(t_j).$$

Подставив найденное решение системы линейных алгебраических уравнений (3) в каждое уравнение системы (1), получим систему дифференциальных уравнений, решение которой находится в общем случае численным методом.

Экспериментальные значения переменных X_i в точке t_0 используются при решении системы (3) в качестве начальных условий.

Вычисленное для каждой переменной X_i среднеквадратичное отклонение полученных в результате решения системы (3) значений от экспериментальных значений позволяет судить об адекватности построенной математической модели. Если вычисленное значение среднеквадратичной погрешности меньше допустимого значения, то в качестве математической модели объекта служит система дифференциальных уравнений (1).

Если же вычисленное значение среднеквадратичной погрешности больше допустимого значения, то процесс выбора правых частей в системе (1) продолжается до тех пор, пока не будет получено допустимое значение среднеквадратичной погрешности.

При построении математической модели невозмущенного потока проточной части турбомшины в качестве переменных состояния использовались частота вращения N (об/мин), тяга R (кг/с) и уровень звукового давления L (Дб), экспериментальные значения которых были измерены на лабораторном стенде.

Математическая модель турбомшины разработана по экспериментальным данным таким образом, что можно прогнозировать работу динамической системы с учетом и без учета внешних факторов, в зависимости от постановки задач.

Экспериментальные значения, используемые для построения математической модели, за определенное время имеющие небольшую погрешность говорят о том, что модель адекватна, что процесс построения математической модели потока турбомашин считается законченным.

Но если внести внешнее возмущение, в измеренные значения, допустив начальные изменения параметров, то расчетные тоже будут изменяться, а уровни звукового давления, не выходит за пределы допустимой величины. То разница Δ между измеренным значением параметра и расчетным будет увеличиваться в течении времени и тем самым будет показывать зарождение негативного воздействия внешнего фактора на отдельные детали корпуса турбомашин, с учетом всех взаимозависимых параметров заложенных в математической модели.

2. Оптимизация распределенной волоконной аэроакустической систем контроля акустических полей на срезе сопла турбомашин

Для контроля технического состояния рабочих лопаток проточной части эксплуатируемой турбомашин применяются различные средства, позволяющие своевременно выявить возникающие в ней неисправности. Из-за сложности конструкции турбомашин контроль может быть поверхностным, внутренним и наружным. Для этих целей разрабатываются новые средства контроля: термопары, микрофоны, гидрофоны, датчики вибрации, совмещенные датчики и аппаратура для обработки сигналов. Для нашего случая акустического контроля мы остановимся на некоторых датчиках, которые необходимы для качественного приема акустического сигнала.

Интенсивное развитие и внедрение волоконно-оптических телекоммуникационных систем привело к появлению одной из наиболее динамично развивающихся областей оптоэлектроники — волоконно-

оптических датчиков физических величин. Нами предложена укладка волоконно-оптических датчиков в зависимости от типа контролируемого пространства или выходного сечения сопла турбомшины, представленное на рис. 1.

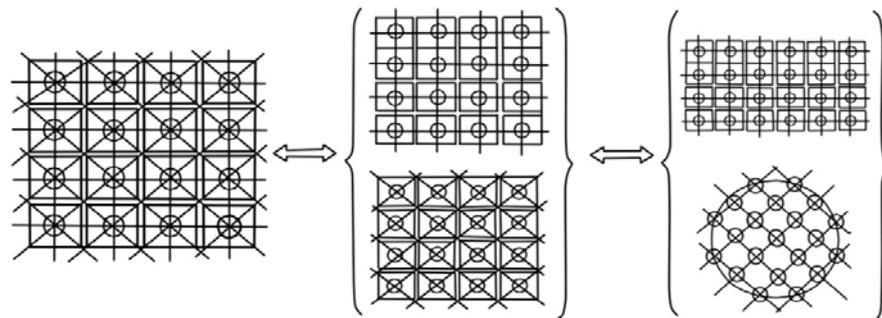


Рис. 1. Выбор схемы укладки измерительных линий

Для схемы на рис.1. характерна «большая ракурсность», т.е. достаточность числа направлений наблюдений.

Задачу восстановления функций физических полей с использованием ВОД можно разбить на несколько этапов: размещение датчиков, дискретизацию, получение и обработку проекционных данных, обратное проецирование.

3. Статистический подход решения задачи размещения волоконно-оптических датчиков в плоскости среза сопла турбомшины

Так как, размещаемые в плоскости среза сопла турбомшины и или иного технического устройства волоконно-оптические датчики для контроля акустического поля могут привести к искажению последнего, что неизбежно

приведет и к искажению поля давления, то возникает задача размещения минимально возможного числа датчиков при заданной точности контроля акустического поля. При этом под контролем будем понимать формирование текущего состояния акустического поля в виде непрерывных функций пространственных координат. С этой задачей тесно связана задача осуществления максимально достоверного контроля полей при ограниченном числе датчиков.

Восстановление полей в виде непрерывных функций пространственных координат по результатам измерения в дискретной совокупности точек становится возможным лишь благодаря наличию априорной информации о свойствах измеряемых полей. Например, информация об определенной гладкости функций, описывающих изменение этих полей на срезе сопла турбомашин позволяет говорить об ограниченности пространственного спектра любой из реализаций этих полей. Выбирая определенное число точек контроля на периоде самой высокочастотной компоненты в спектре акустического поля, получим общее количество контрольных точек. Однако данный подход к выбору контрольных точек может привести к тому, что общее число точек контроля будет недопустимо большим. В данном разделе для выбора точек контроля предлагаются подходы, основанные на учете более полной априорной информации о подлежащих контролю полях [1-7] и [8-13].

Измерительная часть (ААС), включающая датчики и блок измерения, предназначена для контроля акустического давления в плоскости среза сопла турбомашин или иного технического устройства. Присущие этой плоскости среза сопла размеры и особенности источников возбуждения акустического поля определяют некоторые устойчивые признаки подлежащих контролю полей, что может быть использовано при проектировании системы контроля этих полей.

В каждом цикле измерения эти поля описываются детерминированными, но заранее неизвестными функциями пространственных координат, изменяющимися от одного цикла измерения к другому. В связи с этим, функцию, описывающую зависимость, например, акустического поля от пространственных координат, будем считать реализацией из некоторого статистического ансамбля функций. Изложим предлагаемый подход к проектированию системы контроля, лишь для акустического поля.

Зададимся достаточно большим числом базисных функций $T_i(\vec{x})$. Тогда любую реализацию можно представить с требуемой точностью в виде разложения по базисным функциям

$$T(\vec{x}) = \sum_{i=1}^I \alpha_i T_i(\vec{x}), \quad (1)$$

где α_i – коэффициенты, имеющие случайный характер и однозначно определяющие конкретную реализацию акустического поля. Их статистические характеристики могут быть определены, например, путем цифрового моделирования или экспериментального измерения в лабораторных условиях достаточно полного набора реализаций акустического поля. В дальнейшем предполагается, что α_i – центрированные случайные величины, распределенные по нормальному закону с заданной матрицей корреляции R .

Синтез системы контроля пространственного поля (акустического) включает две основные задачи: определение координат \vec{x}_m размещения умеренного числа M датчиков и восстановление непрерывной функции $\tilde{T}(\vec{x})$ по измеренным значениям поля в точках контроля $T(\vec{x}_1), T(\vec{x}_2), \dots, T(\vec{x}_M)$. Восстановление непрерывной реализации поля по значениям в точках

контроля сводится к определению по некоторому правилу оценок $\tilde{\alpha}_i$ коэффициентов α_i . Восстановленная реализация поля имеет вид

$$\tilde{T}(\bar{x}) = \sum_{i=1}^I \tilde{\alpha}_i T_i(\bar{x})$$

Точность восстановления поля будем оценивать следующим выражением

$$\delta^2 = \frac{M \|T(\bar{x}) - \tilde{T}(\bar{x})\|^2}{M \|T(\bar{x})\|^2},$$

где символом M обозначено усреднение по множеству реализаций подлежащих восстановлению полей.

Если функции $T_1(\bar{x}), T_2(\bar{x}), \dots, T_M(\bar{x})$ образуют ортонормированную систему функций, то величина δ^2 , определяющая близость функций $T(\bar{x})$ и $\tilde{T}(\bar{x})$ совпадает с величиной, характеризующей близость коэффициентов α_i и $\tilde{\alpha}_i$, так как

$$M \|T(\bar{x}) - \tilde{T}(\bar{x})\|^2 = \iiint_{\Omega} M \left| \sum_{i=1}^I \alpha_i T_i(\bar{x}) - \sum_{i=1}^I \tilde{\alpha}_i T_i(\bar{x}) \right|^2 d\bar{x} = \sum_{i=1}^I M |\alpha_i - \tilde{\alpha}_i|^2 = M \|\bar{\alpha} - \tilde{\bar{\alpha}}\|^2.$$

Поэтому точность восстановления поля будем определять выражением

$$\delta^2 = \frac{M \|\bar{\alpha} - \tilde{\bar{\alpha}}\|^2}{M \|\bar{\alpha}\|^2}. \quad (2)$$

Точность оценки исходного поля зависит от числа и расположения точек контроля \bar{x}_m и от алгоритма определения оценок $\tilde{\alpha}_i$ коэффициентов α_i . Одновременная оптимизация координат точек контроля и алгоритма вычисления оценок представляет трудноразрешимую проблему, поэтому задачи выбора координат точек контроля и алгоритма вычисления оценок $\tilde{\alpha}_i$ коэффициентов α_i будем рассматривать отдельно.

В предположении о том, что известны вероятностные характеристики подлежащих контролю полей, каждой дискретной выборке значений поля в точках контроля может быть поставлено в соответствие количество содержащейся в ней информации. Представляется целесообразным использовать для нахождения координат точек контроля информационный критерий минимума энтропии.

Каждой реализации случайного акустического поля $T(\vec{x})$ соответствует значение плотности вероятности, характеризующее частоту появления этой реализации. То есть можно говорить о «более вероятных» и «менее вероятных» реализациях. Имея это в виду, задачу восстановления акустического поля $T(\vec{x})$ по измеренным в точках контроля значениям можно сформулировать следующим образом: среди всех непрерывных функций $\tilde{T}(\vec{x})$, имеющих в точках контроля измеренные значения, найти такую функцию $\tilde{T}(\vec{x})$, для которой значение плотности вероятности $w(\tilde{T}(\vec{x}))$ будет наибольшим.

4. Алгоритм нахождения координат точек контроля контроля

Известны работы, в которых применительно к вибрационным полям положение точек контроля определялось методом полного перебора из условия максимума количества информации. Если значения акустического поля в точках контроля распределены по нормальному закону, то количество информации, содержащееся в этих значениях пропорционально определителю корреляционной матрицы этих значений. Однако значение определителя корреляционной матрицы увеличивается при увеличении диагональных элементов матрицы и уменьшении по модулю недиагональных

элементов матрицы. Это обстоятельство может быть использовано для построения алгоритма определения координат точек контроля, который более экономичен в вычислительном отношении.

Запишем коэффициент корреляции r_{kl} значений случайного поля в k -ой и в l -ой точках контроля с учетом разложения (1) и статистических параметров коэффициентов α_i в следующем виде

$$r_{kl} = M(z_k z_l) = M\left(\sum_{i=1}^l \alpha_i \cdot z_{ik} \sum_{j=1}^l \alpha_j \cdot z_{jl}\right) = \bar{z}_k^T R \bar{z}_l = \bar{z}_k^T T^T \mu T \bar{z}_l = (\eta_k, \eta_l),$$

где $\bar{z}_l = \{Z_i(x_l)\}$ – вектор из значений базисных функций в контрольных точках x_l , T – ортогональная матрица, составленная из нормированных собственных

векторов корреляционной матрицы R , μ – диагональная матрица, составленная из собственных чисел корреляционной матрицы R , $\bar{\eta}_k$ – вектор, элементами которого являются коэффициенты разложения вектора \bar{z}_k по ортонормированному базису из собственных векторов корреляционной матрицы R

$$\bar{\eta}_k = \mu^{0.5} T \bar{z}_k.$$

Из полученного равенства следует, что некоррелированность значений поля в точках контроля эквивалентна ортогональности векторов $\bar{\eta}_k$ и $\bar{\eta}_l$.

Для определения координат точек контроля воспользуемся следующим итерационным алгоритмом.

Координата первой контрольной точки находится из условия максимума величины $\|\bar{\eta}_k\|^2$ путем перебора по всем возможным положениям этой точки контроля. Таким образом, координата первой контрольной точки выбирается из условия максимума амплитуды поля. Вектор $\bar{\eta}_k$ соответствующий первой контрольной точке обозначается через $\bar{\eta}_1^\perp$.

Координата второй контрольной точки находится из условия максимума величины $\|\vec{\eta}_2^\perp\|^2$, где $\vec{\eta}_2^\perp$ – составляющая вектора $\vec{\eta}_2$ ортогональная вектору $\vec{\eta}_1^\perp$, т.е. $\vec{\eta}_2^\perp = \vec{\eta}_2 - (\vec{\eta}_2, \vec{\eta}_1^\perp) \cdot \vec{\eta}_1^\perp / \|\vec{\eta}_1^\perp\|^2$. Таким образом, вторая точка контроля располагается там, где максимальна составляющая поля, некоррелированная со значением поля в первой точке контроля. Поэтому амплитуда поля во второй контрольной точке достаточно велика и в то же время коэффициент корреляции значений поля в двух выбранных точках контроля максимально возможно мал. Это обстоятельство соответствует увеличению количества информации в двух точках контроля.

Пусть на $k-1$ -ом шагах определены координаты $k-1$ -ой точки контроля. Выбранным точкам контроля соответствуют вектора $\vec{\eta}_m^\perp, m = 1, 2, \dots, k-1$.

Координата k -ой точки контроля определяется из условия максимума величины $\|\vec{\eta}_k^\perp\|^2$, где вектор

$$\vec{\eta}_k^\perp = \vec{\eta}_k - \sum_{p=1}^{k-1} (\vec{\eta}_k, \vec{\eta}_p^\perp) \cdot \vec{\eta}_p^\perp / \|\vec{\eta}_p^\perp\|^2$$

- составляющая вектора $\vec{\eta}_k$, ортогональная векторам $\vec{\eta}_p^\perp, p = 1, 2, \dots, k-1$ соответствующим выбранным на предыдущих шагах точкам контроля. Таким образом, и k -ая точка контроля располагается там, где амплитуда поля еще достаточно велика, а коэффициенты корреляции между значениями поля в данной точке и в выбранных точках контроля на предыдущих шагах малы.

Суть описанного итерационного алгоритма определения координат точек контроля состоит в последовательном дополнении имеющейся совокупности точек контроля новой точкой контроля, положение которой соответствует максимуму нормы $\|\vec{\eta}_k^\perp\|^2$ вектора $\vec{\eta}_k$, ортогонализированного

по отношению к выбранным на предыдущих шагах векторам $\vec{\eta}_p^\perp$, $p = 1, 2, \dots, k - 1$. Нельзя гарантировать, что определенной таким образом совокупности контрольных точек соответствует максимальное значение определителя корреляционной матрицы значений случайного акустического поля в точках контроля, однако предложенный алгоритм определения координат точек контроля способствует этому, уменьшая по модулю значения недиагональных элементов корреляционной матрицы по сравнению с диагональными элементами.

5. Восстановление акустического поля по измерениям его в конечном числе точек

Восстановление акустического поля по значениям в контрольных точках является задачей интерполяции непрерывной функции по дискретной выборке. Эта задача решается неоднозначно, что объясняется в частности тем, что по значениям функции $T(\vec{x})$ в M точках контроля, т.е. по M уравнениям нужно определить коэффициенты $\tilde{\alpha}_i$, число которых много больше M . Обычный прием состоит в том, что в разложении (1) сохраняют лишь M базисных функций. При этом вопрос о том, какие из базисных функций выбрать, решается интуитивно.

Даже в рамках такого подхода целесообразно использовать информацию о статистике подлежащих контролю акустических полей, в излагаемом ниже варианте, который в дальнейшем будет называться алгоритмом.

Алгоритм. Среди I базисных функций $T_i(\vec{x})$, по которым осуществляется разложение акустического поля $T(\vec{x})$, выбираются M таких, случайные коэффициенты α_i при которых имеют наибольшие дисперсии σ_i^2 ,

и по результатам измерения акустического поля в дискретном наборе M точек восстанавливаются лишь коэффициенты разложения по выбранным базисным функциям.

Таким образом, в данном варианте задача восстановления сводится к решению системы линейных алгебраических уравнений M -го порядка относительно коэффициентов $\tilde{\alpha}_i$:

$$\sum_{i=1}^M \tilde{\alpha}_i T_{im} = T_m, m = 1, 2, \dots, M. \quad (6.3)$$

Коэффициенты при остальных функциях $T_i(\vec{x})$ полагаются равными нулю. Если матрица системы уравнений (6.3) не вырожденная, то система имеет единственное решение, записываемое в следующем виде

$$\tilde{\alpha}_i = \sum_{m=1}^M (T^{-1})_{im} T_m, i = 1, 2, \dots, M, \quad (6.4)$$

где через $(T^{-1})_{im}$ обозначены элементы обратной матрицы для системы (6.3).

При этом точность восстановления исходного акустического поля по дискретным значениям характеризуется величиной

$$\varepsilon_1^2 = 1 - \left[\sum_{m=1}^M 2 \left(\sum_{i=1}^M (T^{-1})_{mi} T_{mi} \right) \sigma_m^2 - \sum_{m=1}^M \sum_{j=1}^M \left| \sum_{i=1}^M (T^{-1})_{mi} T_{ji} \right|^2 \sigma_j^2 \right] / \sum_{i=1}^M \sigma_i^2. \quad (6.5)$$

Однако, использовать имеющуюся априорную информацию можно существенно полнее, если из условия оптимизации по какому-либо критерию определять все I коэффициентов [13-14].

Выводы

1. Математическая модель газоздушного потока на срезе турбомшины открывает возможности служить новой надстройкой для создания новой усовершенствованной комплексной модели включающей десятки взаимозависимых параметров, что сократит время контроля и диагностики особенно на режиме холодной прокрутки. Математическая

модель определяет пути прогнозирования поведения зависимых параметров на определенном промежутке времени.

2. На основе статистического подхода разработаны алгоритмы контроля и восстановления акустических полей в плоскости среза сопла турбомашин, реализованные в виде вычислительных процедур.

3. Эффективность предложенных алгоритмов контроля и восстановления полей подтверждена результатами математического моделирования системы контроля поля излучения.

4. Применение итерационного алгоритма определения координат точек аэроакустического контроля состоит в последовательном дополнении имеющейся совокупности точек контроля новой точкой контроля, положение которой соответствует максимуму нормы $\|\vec{\eta}_k^\perp\|^2$ вектора $\vec{\eta}_k$, ортогонализированного по отношению к выбранным на предыдущих шагах векторам $\vec{\eta}_p^\perp, p = 1, 2, \dots, k - 1$. Представленная таким образом совокупность контрольных точек соответствует максимальному значению определителя корреляционной матрицы значений случайного акустического поля в точках контроля, уменьшая по модулю значения недиагональных элементов корреляционной матрицы по сравнению с диагональными элементами. Данный алгоритм определения координат точек контроля, более экономичен в вычислительном отношении.

5. Алгоритм определения пространственного размещения точек контроля и восстановления акустического поля по дискретным отсчетам основаны на априорной информации о статистике подлежащих восстановлению полей. Так как каждая аэроакустическая система контроля параметров турбомашин разрабатывается для всех типов турбомашин то в реальных ситуациях, не поддающихся аналитическому расчету, может быть организован эксперимент по воссозданию рабочих режимов возбуждения

акустического поля и проведено измерение совокупности реализаций акустического поля $T(\vec{x})$ с помощью универсальной измерительной системы с большим числом датчиков. После чего вычисляются необходимые статистические характеристики: математические ожидания \vec{m} и матрица корреляции R .

Литература

1. Ахметзянов А.М., Дубравский Н.Г., Тунаков А.П. Диагностика состояния ВРД по термогазодинамическим параметрам. А.М. Ахметзянов, Н.Г. Дубравский, А.П. Тунаков. – М.: Машиностроение, 1983 . – 206 с.
2. Берестов Л.М. Управление летным экспериментом. Л.М. Берестов. – М.: Машиностроение, 1990. – 144 с.
3. Виноградов В.Ю. Диагностирование технического состояния авиационных ГТД по акустическим и газодинамическим параметрам. В.Ю. Виноградов. - Казань: КГТУ, 2004. – 176 с.
4. Виноградов В.Ю. Контроль. Диагностика // В.Ю. Виноградов № 4 - М.: Машиностроение 1999. - С. 34-37.
5. Виноградов В.Ю. Диагностика состояния газотурбинных двигателей в условиях аэродромного базирования. // Изв. вузов. Авиационная техника. 2000. - № 2 -. С.32-35.
6. Морозов, О.Г., Польский, Ю.Е. Единое поле комплексированных ВОД в системах контроля параметров безопасности скоростных транспортных средств // Вестник КГТУ, №4, 1997. С. 27-31.
7. Витрик, О.Б. Проблема «чувствительной кожи» и волоконно-оптические измерительные системы // Соросовский образовательный журнал, Т. 7, № 1, 2001. С. 108-115.

8. Мюнне, Ж. Делиль, Ж.Ю. Пространственный анализ в пассивных локационных системах с помощью адаптивных методов. ТИИЭР, Т. 75, № 11, 1987. С. 21-38.

9. Мисбахов Рус.Ш., Мисбахов Рин.Ш., Морозов О.Г., Нуреев И.И., Кузнецов А.А., Сахабутдинов А.Ж., Артемьев В.И., Куревин В.В., Пуртов В.В., Волоконные брэгговские решетки с двумя фазовыми сдвигами как чувствительный элемент и инструмент мультиплексирования сенсорных сетей // Инженерный вестник Дона, 2017, №3 URL: ivdon.ru/magazine/archive/n3y2017/4343.

10. Сахабутдинов А.Ж., Морозов О.Г., Нуреев И.И., Ильин Г.И. Характеризация резонанса Фано в оптических биосенсорах рефрактометрического типа на основе кольцевых волоконных брэгговских решеток с пи-сдвигом. Постановка задач моделирования // Инженерный вестник Дона, 2018, №2 URL: ivdon.ru/magazine/archive/n2y2018/5002.

11. Marvin E. Goldstein. Aeroacoustics. Moscow, "Engineering" 1981. 289p.

12. Zhou, Y.C. and Wei G.W., High-resolution conjugate filters for the simulation of flows, J. Comp. Phys, 189, No 1, 2003, pp.159-179.

13. Анфиногентов В.И., Мансуров Ш.Р. Математические модели и алгоритмы восстановления физических полей по дискретным отсчетам // Прикладная математика и механика. 2017. № 11. С. 36-42.

14. Chryssis A.N., et al. Detecting hybridization of DNA by highly sensitive evanescent field etched core fiber Bragg grating sensor // IEEE Journal of Selected Topics in QE. 2005. V. 11. No4. pp. 864–872.

References

1. Ahmetzyanov A.M., Dubravskij N.G., Tunakov A.P. Diagnostika sostoyaniya VRD po termogazodinamicheskim parametram. [Diagnosis of the state of GTD by thermogasdynamic parameters]M: Mashinostroenie, 1983. 206 p.

2. Berestov L.M. Upravlenie letnym eksperimentom. [Flight experiment control] M.: Mashinostroenie, 1990. 144 p.
3. Vinogradov V.YU. Diagnostirovanie tekhnicheskogo sostoyaniya aviacionnyh GTD po akusticheskim i gazodinamicheskim parametram [Diagnosis of technical condition of aviation GTE on acoustic and gas dynamic parameters]. Kazan. KGTU, 2004. 176 p.
4. Vinogradov V.YU. Kontrol'. Diagnostika № 4 M. Mashinostroenie 1999. pp. 34-37.
5. Vinogradov V.YU. Izv. vuzov. Aviacionnaya tekhnika. 2000. № 2. pp.32-35.
6. Morozov, O.G., Pol'skij, YU.E. Vestnik. KGTU, №4, 1997. pp. 27-31.
7. Vitrik, O.B. Sorosovskij obrazovatel'nyj zhurnal, V. 7, № 1, 2001. pp. 108-115.
8. Myun'e, ZH. Delil', ZH.YU. TIEHR, V. 75, № 11, 1987. pp. 21-38.
9. Misbahov Rus.SH., Misbahov Rin.SH., Morozov O.G., Nureev I.I., Kuznecov A.A., Sahabutdinov A.ZH., Artem'ev V.I., Kurevin V.V., Purtov V.V. Inženernyj vestnik Dona (Rus), 2017, №3. URL:ivdon.ru/magazine/archive/n3y2017/4343.
10. Sahabutdinov A.ZH., Morozov O.G., Nureev I.I., Il'in G.I. Inženernyj vestnik Dona (Rus), 2018, №2. URL:ivdon.ru/magazine/archive/n2y2018/5002.
11. Marvin E. Goldstein. Moscow, "Engineering" 1981.289p.
12. Zhou, Y.C. and Wei G.W., J. Сотр. Phys, 189, No 1, 2003, pp.159-179.
13. Anfinogentov V.I., Mansurov Sh.R. Prikladnaya matematika i mekhanika, 2017.№11.pp.36-42.
14. Chryssis A.N., et al. IEEE Journal of Selected Topics in QE. 2005. V. 11. No4. pp. 864–872.