

Интенсивность изображения, как количественная характеристика параметров газового потока

Бодрышев В.В.*, Абашев В.М., Тарасенко О.С.***,
Миролюбова Т.И.******

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия

**e-mail: soplom@mail.ru*

*** e-mail: ipk_avm@mai.ru*

****e-mail: os-tarasenko@yandex.ru*

*****e-mail: olgaiskra@yandex.ru*

Аннотация

На основании метода цифровой обработки теневых снимков разработана методика количественного анализа характеристик сверхзвукового газового потока в зависимости от параметра интенсивности изображения. Исследована корреляционная взаимосвязь параметра интенсивности изображения на всех стадиях сверхзвукового волнового течения газа. Выбраны количественные критерии оценки газового потока до скачка уплотнения, в скачке уплотнения и за ним. При наличии последовательного ряда скачков уплотнения в качестве критерия выбрано среднее значение разницы между максимальным и минимальным значениями величины интенсивности изображения в скачках уплотнения. На участках, где отсутствуют скачки уплотнения, в качестве критерия выбрано среднее отклонение интенсивности изображения относительно линии регрессии.

Ключевые слова: сверхзвуковой газодинамический поток, интенсивность изображения, цифровая обработка теневых снимков, ударно-волновой процесс, коэффициент корреляции, длина волны интенсивности, давление газового потока, плотность газового потока.

Расчет элементов летательных аппаратов на вибрационные и прочностные характеристики требует определения распределения аэродинамических (газодинамических) сил по поверхности при различных условиях эксплуатации. Для этого необходимо знать особенности течения газовой среды, обтекающей данные элементы, и ее численные параметры на всем диапазоне скоростей. На данный момент разработаны различные методы визуализации течения газового потока [1-4]. Они широко применяются при создании различных математических моделей, описывающих данный процесс, и оказывают существенную помощь для нахождения оптимальной формы конструкции. С появлением лазерной техники предпочтительными стали оптические методы визуализации течений. К ним относятся теневые и шлирен-изображения, оптическая интерферометрия, голография, визуализация газовым разрядом и т.п. При использовании этих методов получается видеоизображение или отдельная фотография газового потока. При обработке визуализированных изображений газовых потоков, используются различные методы: идентификация когерентных структур потока, фрактальный анализ, обработка интерферограмм, определение процентного соотношения областей с различным цветом и почернением [2]. Алгоритм задачи компьютерной обработки изображений основывается на: сжатии информации, фрагментации

изображения, улучшения соотношения сигнал/шум, выделения фрактальных размерностей, статистической обработки числовой матрицы, определения взаимосвязи между характеристиками изображения и параметрами газового потока (плотностью, давлением).

Исходной информацией, является фотопленка. Ее изображение представляется в виде файла, который преобразовывается в градацию серого цвета, с расширением BMP или JPEG. Общее разрешение составляет 256 градаций серого цвета. Интенсивность изображения коррелируется с ее плотностью [4,5]. Выходной файл программы преобразования в конечном итоге представляет собой числовую матрицу. В таком виде ее можно обрабатывать в различных графических программах.

В работе [5] предложен метод «расшифровки» изображений с построением трехмерных диаграмм $xуL$, где x и y координаты ячеек, на которые разбита фотография, L – интенсивность (яркость) отображения в заданных ячейках. Предлагаемая методика, основана на цифровой обработке теневых снимков. Анализ этих диаграмм позволяет исследовать изменения параметра L по всему газовому полю и, соответственно, после необходимой обработки определять плотность и давление в нем.

Задача состоит из двух частей:

1. Обработка фотографий изображения газового потока, с выявлением заданного качества, размеров изображения, способов ее кадрирования и погрешности обработки изображения для конечного числа значений интенсивности

в заданных дискретных точках (ячейках). При этом фиксируются координаты x , y точек изображения и дискретные значения интенсивности изображения L .

2. Разработка методики по корреляционной взаимосвязи между интенсивностью изображения. В «дискретных» точках строится интерполяционная кривая по экспериментальным значениям давления (или другого эксплуатационного параметра) и интенсивностью изображения.

Исследование теневых снимков обтекания тел различной формы показывает, что при сверхзвуковом течении газа, можно условно выделить участки «спокойного» течения и участки, где происходят разрывы газового потока (скачки уплотнения, волны разрежения и т.п.) [6].

Разрывы газового потока представляются в виде двух групп. К разрывам нулевого порядка относятся: центр волны разрежения/сжатия, скачок уплотнения и поверхность скольжения. В них терпят разрыв газодинамические параметры течения: давление, полное давление, скорость газового потока и угол наклона вектора скорости. Разрывы первого порядка являются слабыми разрывами. Они характеризуются разрывными параметрами и слабыми тангенциальными разрывами. В них терпят разрыв первые производные газодинамических переменных.

На рис. 1 представлены: изображение газового потока, обтекающего тупой объект (1, *a*); трехмерная диаграмма интенсивности изображения (1, *б*); диаграмма изменения интенсивности изображения в продольном сечении (1, *в*).

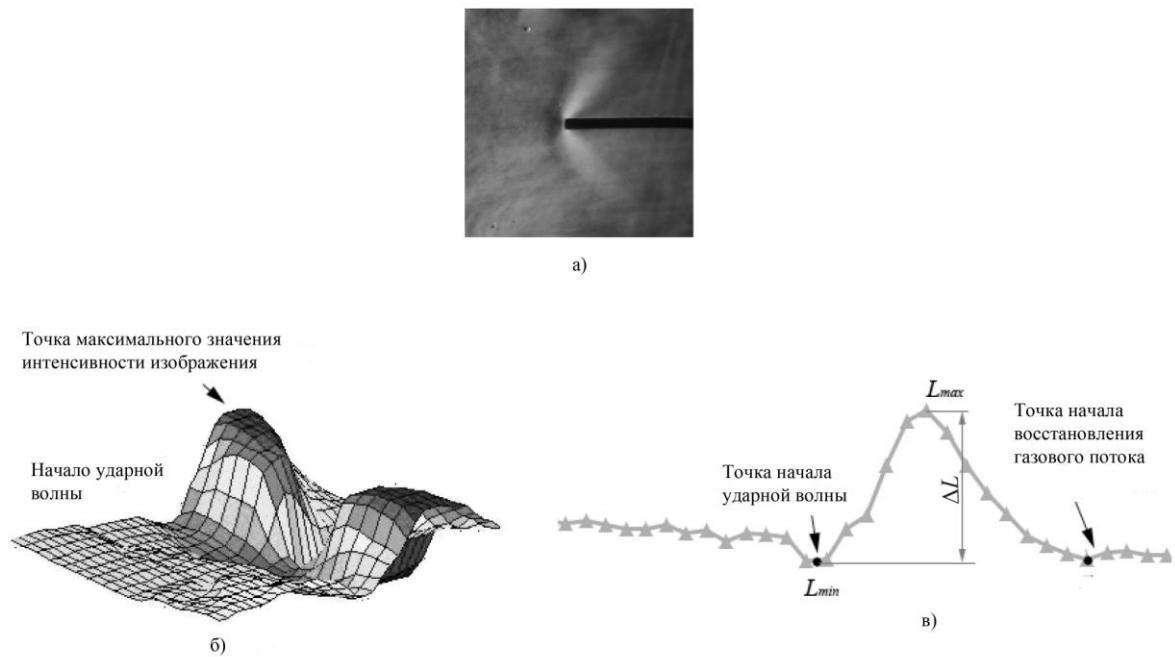


Рис. 1. Визуализация скачка уплотнения по параметру интенсивности (яркости) изображения: а) вид изображения газового потока, б) трехмерная диаграмма интенсивности изображения, в) изменение интенсивности изображения в продольном сечении

На рис. 1, б, видно как из-за возникающего скачка уплотнения начальное течение газового потока переходит в область с минимальным значением интенсивности L_{min} изображения и затем в ударную волну со скачкообразным уменьшением скорости газового потока до дозвукового уровня (с соответствующим возрастанием давления и плотности). Максимальное значение интенсивности изображения обозначим L_{max} . Размах $\Delta L = L_{max} - L_{min}$, характеризует «силу» скачка уплотнения и является его количественным индикатором. При обтекании сверхзвуковым течением газа различных конструкций летательных аппаратов помимо одиночных волн и разрывов также формируется несколько волн и разрывов,

последовательно расположенных вдоль линии тока. Типичный пример систем скачков уплотнения (рис. 2) наблюдается при обтекании сверхзвуковых воздухозаборников самолетов [6].

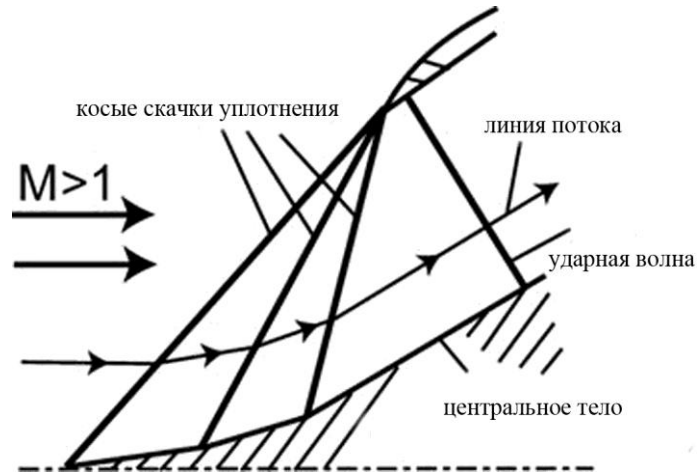


Рис. 2. Ударно-волновая структура газового потока в воздухозаборнике самолета

При существовании m скачков необходимо сравнивать структуры потока не по параметрам одиночных волн и разрывов, а по их системам. Целесообразно проводить анализ по среднеарифметическому значению L_z равному средней арифметической сумме абсолютных отклонений m точек минимумов L_{imin} и точек максимумов L_{imax} .

$$L_z = \frac{\sum_{i=1}^m |L_{imax}| + \sum_{i=1}^m |L_{imin}|}{m} \quad (1)$$

На рис. 3 показана структура газового потока с несколькими скачками уплотнения (а) и диаграмма изменения интенсивности в нескольких продольных сечениях (б).

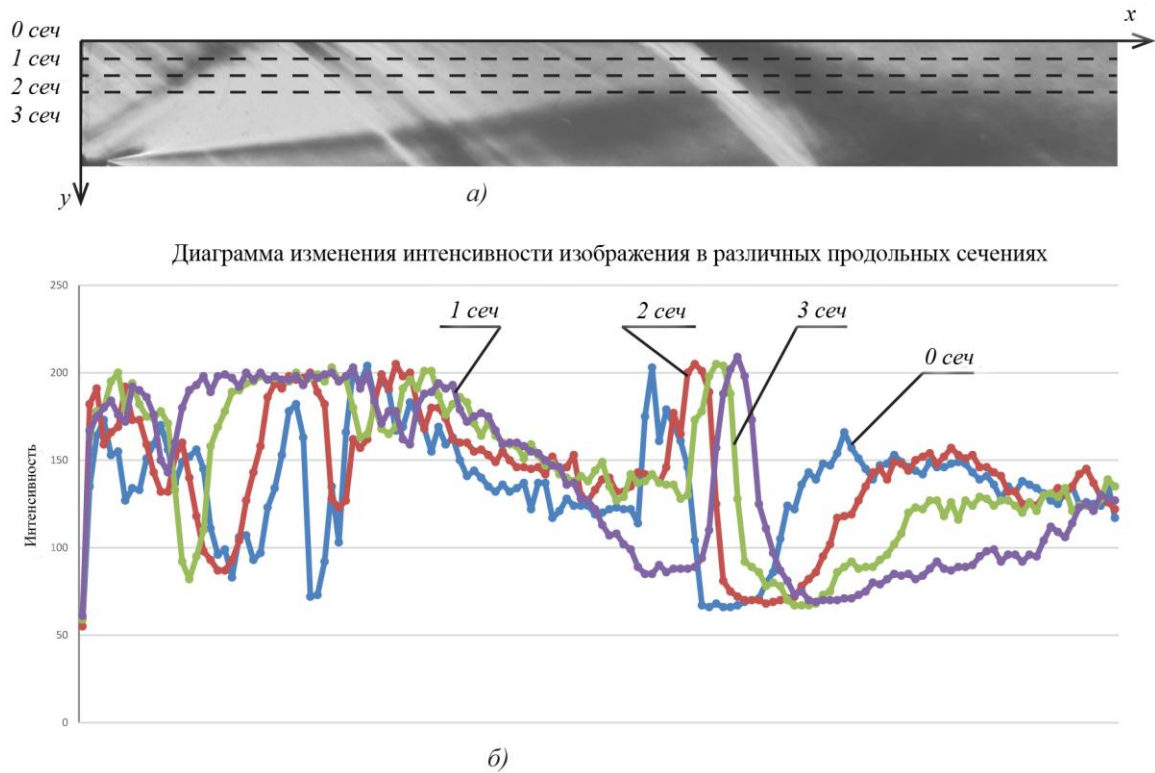


Диаграмма изменения интенсивности изображения в различных продольных сечениях

Рис. 3. Структура сверхзвукового газового потока (а) и диаграмма визуализации изменения интенсивности изображения в четырех продольных сечениях (б)

В таблице 1 представлены данные по определению L_z и \bar{L} в исследуемых сечениях.

Таблица 1

Параметры газового потока	0 сеч	1 сеч	2 сеч	3 сеч	$R_{L_z \bar{L}}$
\bar{L}	135,1	142,18	144,81	138,57	-0,956
L_z	144,75	134,16	133,3	137,5	

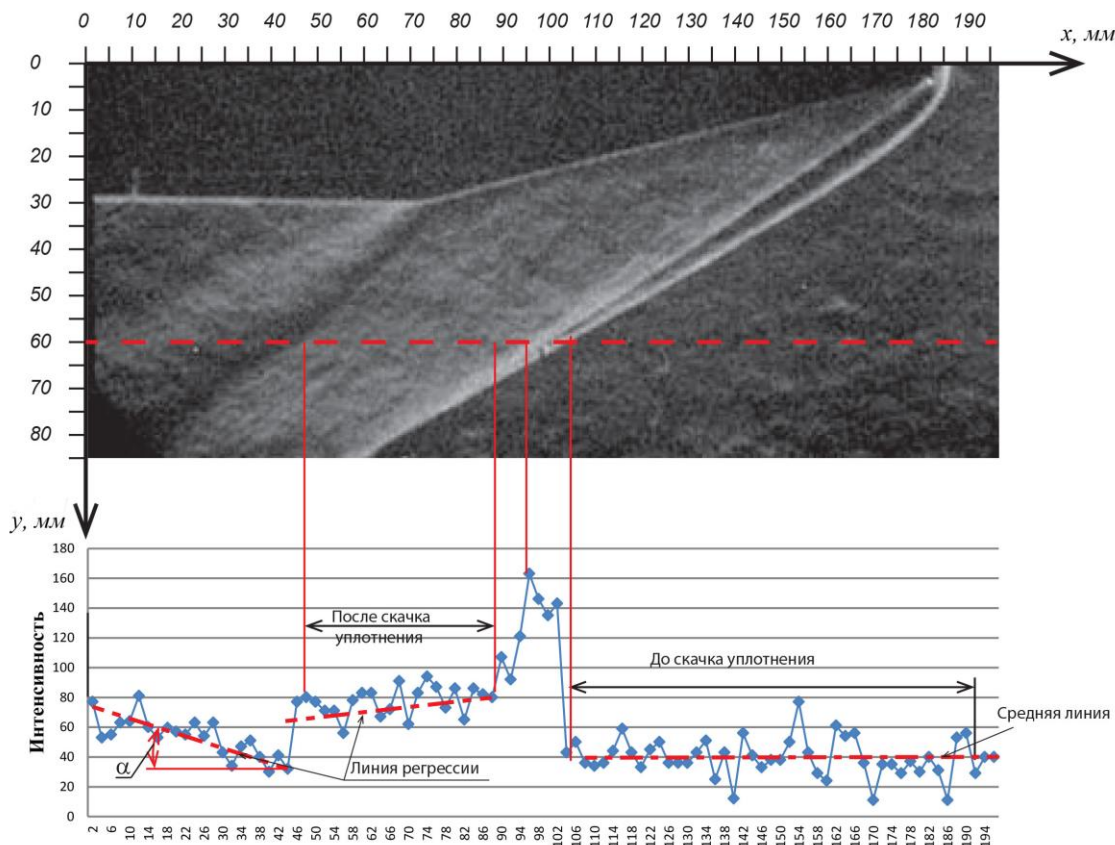
Значение \bar{L} является средним арифметическим значения интенсивности изображения по всем дискретным точкам поперечного сечения:

$$\bar{L} = \frac{\sum_{i=1}^n L_i}{n}, \quad (2)$$

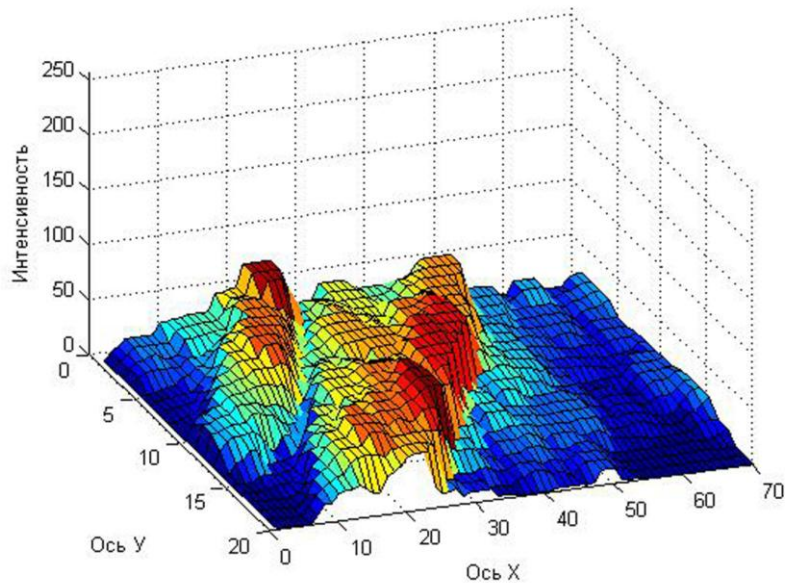
где n - количество дискретных значений интенсивности изображения в заданном сечении.

Расчеты показывают, что коэффициент корреляции $R_{L_z \bar{L}}$ равен -0,956. Таким образом, амплитуда изменения интенсивности L_z и среднее значение интенсивности изображения \bar{L} имеют высокую корреляционную взаимосвязь.

На рис. 4 представлены фрагменты фотографий течения газового потока между пластиной, поверхность которой совмещена с осью x и уступом, совмещенным с осью y и начинающимся с $y=28$ мм. Структура потока соответствует диаграммам изменения интенсивности изображения газового потока в продольном сечении $y=60$ мм.



а)



б)

Рис. 4. Фрагмент структуры газового потока между пластиной и уступом:

а - диаграмма изменения интенсивности изображения в продольном сечении;

б - трехмерная диаграмма интенсивности изображения в продольном сечении.

На рис. 5 представлен график изменения интенсивности изображения за уступом в сечении обозначенным пунктирной линией на рис. 4.

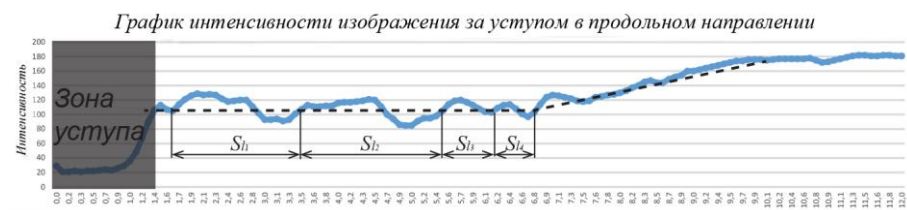


Рис. 5. График изменения интенсивности за уступом в зоне разряжения

Анализ структуры газового потока, представленного на рис. 4, 5 показывает, что на всех участках, кроме участка скачка уплотнения, течение газа носит волновой характер, определяемый амплитудой колебания и длиной волны. Тренд изменения интенсивности изображения L в продольном сечении может быть линейным (рис. 4,

a - участок до скачка уплотнения) и наклонным (рис. 4, a – участок после скачка уплотнения). Колебания происходят с постоянной длиной волны S_{Li} и с затухающим волновым движением с уменьшающейся длиной волны S_{Li} (рис. 5).

На основе построения статистической модели выявляются следующие параметры (рис. 6):

Амплитудные: \bar{L} - среднее арифметическое значение интенсивности на заданном участке, L_a – значение колебания интенсивности относительно средней линии.

Волновые: \bar{S}_L – средний шаг волны, определяемый как среднее значение S_{Li} (расстояние между двумя максимальными или минимальными значениям в волне) определяемый в k волнах.. Для затухающих волн критерием может служить величина уменьшения длины волны $\Delta S_{Li} = S_{Li} - S_{Li-1}$.

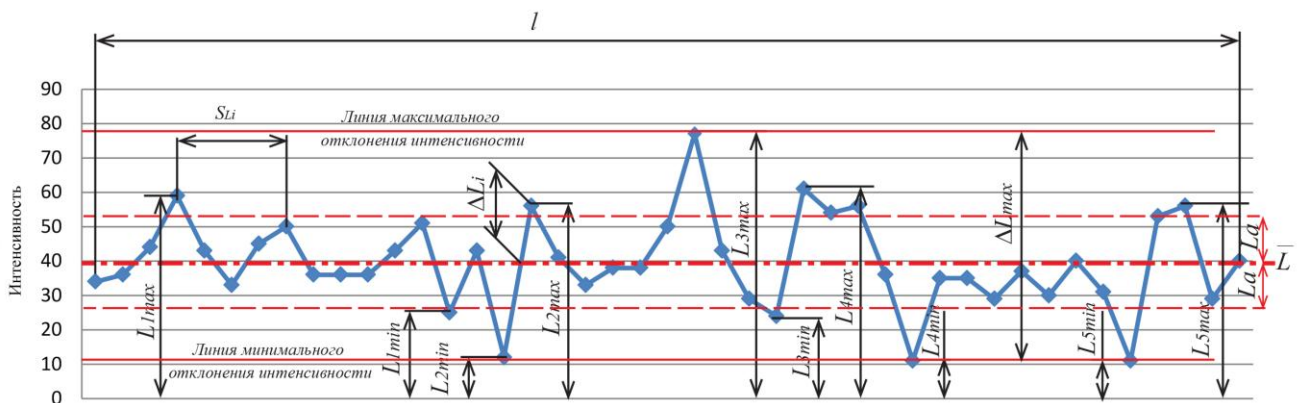


Рис. 6. К определению параметров интенсивности изображения в области горизонтального течения газового потока.

Базой отсчета в волне служит средняя линия профиля волны \bar{L} , имеющая форму номинального профиля и проведенная так, что в пределах базовой длины среднее квадратическое отклонение профиля до этой линии минимально. В случае

участка волнового движения проходящего под углом, тренд волнового движения устанавливается относительно линии регрессии. Через высшую и низшую точки профиля интенсивности в пределах участка l , проводят линии минимального и максимального значения интенсивности параллельно средней линии.

Для горизонтального случая \bar{L} определяется по формуле (2).

Среднее арифметическое отклонение интенсивности L_a определяется, как среднее арифметическое абсолютных значений отклонения профиля волны в пределах базовой длины:

$$L_a = \frac{\sum_{i=1}^n (|L_i| - \bar{L})}{n}. \quad (3)$$

Средний шаг волны \bar{S}_L целесообразно вычислять по длинам волны в виде среднего арифметического значения длины волны S_{Li} в пределах базовой длины, замеренной по средней линии L_a :

$$\bar{S}_L = \frac{\sum_{i=1}^k S_{Li}}{k}, \quad (4)$$

где k – количество волн на заданном участке.

Величины S_{Li} выбираются, исходя из обязательного условия пересечения интенсивности изображения L_i в волне \bar{L} . «Маленькие» волны при этом игнорируются.

На рис. 7 и таблице 2 представлены графики изменения интенсивности L_a на участке до скачка уплотнения и $L_z = \Delta L$ для поперечных сечений, соответствующих

изменению координаты X в диапазоне от 10 мм до 50 мм (рис. 4) обтекания газовым потоком конического тела (рис.5).

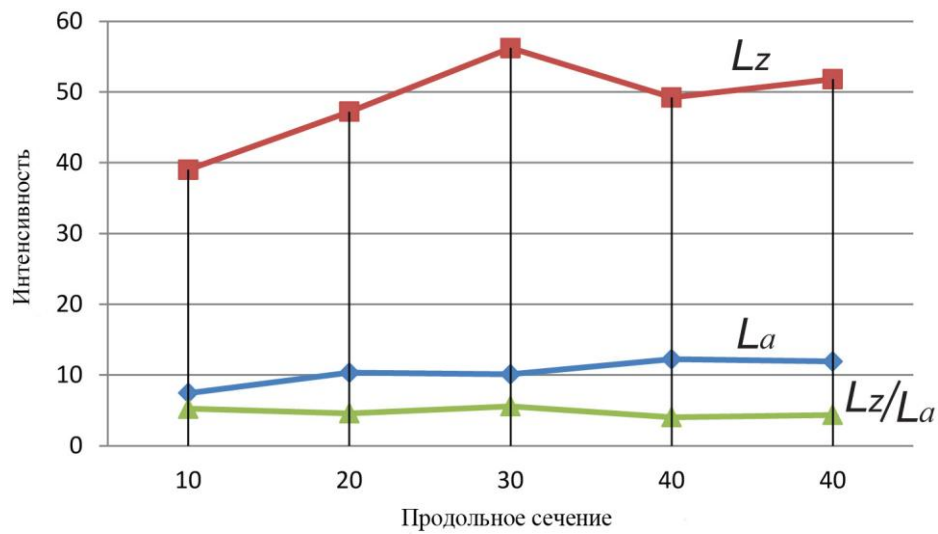


Рис. 7. Динамика изменение интенсивности L_z и L_a в поперечных сечениях

Таблица 2.

X	10	20	30	40	50
L_a	7,44	10,31	10,09	12,23	11,9
L_z	39	47,2	56,2	49,2	51,8
L_z/L_a	5,2	4,6	5,6	4,0	4,4

Анализ показывает, что коэффициент корреляции K_{LaLz} между L_a и L_z равен 0,66, что говорит об их довольно высокой количественной взаимосвязи.

В большинстве случаев мы имеем тренд распространения волн по линии регрессии, (рис. 4, а). Расстояние от дискретных точек до линии регрессии $L=k_1x+b_1$ определяется нормалью к ней, описываемой уравнением $L=k_2x+b_2$, (рис. 8).

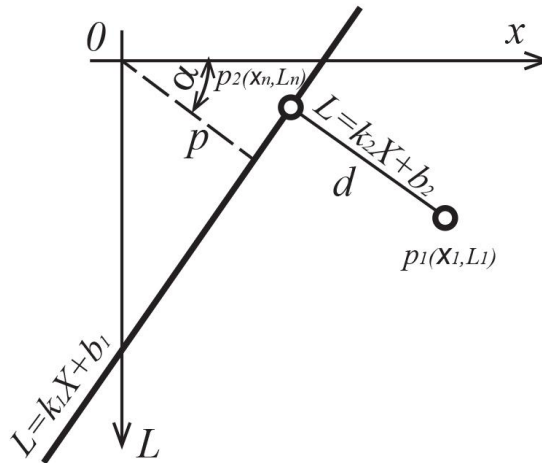


Рис. 8. Определение расстояния от линии регрессии до текущей точки

Линия $L = k_2x + b_2$, проведенная перпендикулярно линии $L = k_1x + b_1$ имеет значения $k_2 = -1/k_1$. Следовательно,

$$b_2 = L_1 + x_1 / k_1 \quad (5)$$

В точке пересечения двух прямых (x_n, L_n) имеем выражение:

$$k_1x_n + b_1 = -1/k_1x_n + L_1 + x_1 / k_1$$

или

$$x_n = (L_1 + x_1 / k_1 - b_1) / (k_1 + \frac{1}{k_1}) \quad (6)$$

$$L_n = k_1(L_1 + x_1 / k_1 - b_1) / (k_1 + \frac{1}{k_1}) + b_1 \quad (7)$$

В этом случае требуемое расстояние от точки x_1, L_1 до прямой определяется выражением:

$$|d_1| = \sqrt{(x_n - x_1)^2 - (L_n - L_1)^2} .$$

Далее последовательность определения L_a аналогична.

Таким образом, в данной работе предлагаются критерии характеризующие параметры данного газового потока. Проведя сравнительные исследования

изображений с различными эксплуатационными параметрами, мы можем полностью охарактеризовать их, количественно найти отличие и совпадение. При установлении корреляционной связи между интенсивностью изображения и эксплуатационными параметрами количественно установить их изменения как по тракту газового поля, так и выдать четкие рекомендации об расчетах конструкции на прочность.

Выводы.

1. На основании метода цифровой обработки теневых снимков проведен анализ течения сверхзвукового газового потока для различных вариантов течения газового потока. Предложена методика количественного анализа течения газового потока по параметру интенсивности изображения.

2. Показано, что на всех стадиях газового потока (до скачка уплотнения, в скачке уплотнения и за ним) законы изменения интенсивности изображения коррелированы между собой.

3. В случае «горизонтального» волнового течения газа в качестве определяющего параметра выбрано среднее арифметическое отклонение интенсивности L_a относительно средней линии.

4. При наличии нескольких скачков уплотнения в качестве критерия выбрано среднее арифметическое значение разницы между максимальным и минимальными значениями интенсивности в скачке уплотнения L_z .

5. В случае «наклонного» волнового течения газа в качестве определяющего параметра выбрано среднее арифметическое отклонение интенсивности L_a относительно линии регрессии.

6. При наличии затухающего процесса колебания газового потока целесообразно в качестве дополнительного параметра выбрать размер длины волны S_L .

Библиографический список

1. Харитонов А.М. Техника и методы аэрофизического эксперимента. - Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2010. - 220 с.
2. Знаменская И.А., Гвоздева Л.Г., Знаменский Н.В. Методы визуализации в механике газа. - М: МАИ, 2001. - 57 с.
3. Козаченко Д.А., Григорьев Е.В., Бодрышев В.В. Инвариантный метод расчета сложности геометрии электронной модели изделия // Труды МАИ, 2011, выпуск №47: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=26807>
4. Зайковский В.Н. Экспериментальные исследования пространственных течений в соплах реактивных двигателей // Труды МАИ, 2015, выпуск 83: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=61881>
5. Райзер Ю.П. Введение в гидродинамику и теорию ударных волн для физиков. – Долгопрудный, ИД «Интеллект», 2011. - 432 с.
6. Широков И.Н., Абашев В.М. Моделирование рабочего процесса в камере смешения при помощи трёхсекционной горелки с принудительной подачей воздуха

// Журнал «Вестник Московского авиационного института». 2012. Т.19. №5. С. 61-64.

7. Тарасенко О.С., Бодрышев В.В., Абашев В.М. Метод обработки экспериментальных графических изображений сверхзвукового газодинамического обтекания элементов конструкций летательных аппаратов // Труды МАИ, 2015, № 83: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=62032>

8. Ильина Т.Е., Булат П.В. Классификация газодинамических разрывов и задач об их интерференции. Материалы к XXXIX Международной научно-практической конференции «Инновации в науке». Новосибирск, 26 ноября 2014: <http://sibac.info/conf/innovation/xxxix/40060>