

УДК 001.891.576

## СПОСОБ РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ СТАТИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОЭФФИЦИЕНТА ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ПОСТОРОННИХ ПРЕДМЕТОВ

С.А. Бороздин<sup>1</sup>, Е.В. Нескоромный<sup>2</sup>

<sup>1</sup>borozdin4@yandex.ru, <sup>2</sup>neskor80@yandex.ru

<sup>1,2</sup> ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж, Россия

*Поступила в редакцию 03.11.2022*

**Аннотация.** В статье проведен анализ работ по проблеме повреждения элементов газотурбинных двигателей (ГТД) посторонними предметами (ПП), забрасываемыми приземным вихрем. Рассмотрены основные подходы к определению начальных условий, необходимых для моделирования заброса ПП на вход в авиационную силовую установку, в том числе их аэродинамических параметров. Предложен расчетно-экспериментальный способ определения коэффициента лобового сопротивления ПП. В работе приведены результаты апробации предложенного способа, а именно статистические характеристики аэродинамических параметров ПП.

**Ключевые слова:** газотурбинный двигатель, приземный вихрь, посторонний предмет, коэффициент лобового сопротивления, статистическая характеристика

### ВВЕДЕНИЕ

К самолетам как гражданской, так и военной авиации предъявляются высокие требования по летно-техническим характеристикам, в частности, к максимальной скорости, скороподъемности, маневренности, продолжительности полета и так далее. Определяющим фактором достижения максимальных значений данных критериев является силовая установка (СУ). Для получения более высоких характеристик необходимо совершенствование ГТД, входящих в состав СУ. Анализ научных работ [1] показывает, что основными направлениями, цель которых – достижение высоких летно-технических характеристик, являются:

- увеличение тяги путем увеличения массового расхода воздуха  $G_v$  через двигатели силовой установки;
- снижение массы элементов ГТД, входящих в состав силовой установки, в том числе рабочих лопаток осевых компрессоров путем сложного профилирования и снижения толщины пера;
- увеличение температуры газов за камерой сгорания.

Но реализация данных мероприятий сопровождается отрицательным эффектом. Так, например, увеличение массового расхода воздуха  $G_v$  через ГТД при прочих равных условиях ведет к увеличению параметров приземного вихря, образующегося под входными устройствами (воздухозаборниками) при работе силовой установки у поверхности. Учитывая, что одним из способов заброса посторонних предметов является приземный вихрь [2–8], увеличение его параметров ведет к увеличению вероятности заброса посторонних предметов. В то же время уменьшение толщины пера рабочей лопатки ведет к снижению стойкости к ударному воздействию постороннего предмета. Все это оказывает негативное влияние на надежность ГТД силовой установки, от которой напрямую зависит безопасность полетов.

Значительные шаги в изучении направлений по снижению вероятности заброса ПП на вход в СУ были сделаны научными школами, сформированными в ВВИА имени профессора Н.Е. Жуковского [2–4], ЛИИ имени М.М. Громова [5], ИВВАИУ [6], ЦАГИ имени профессора Н.Е. Жуковского [9, 10].

Так, например, в работе [2] проведено исследование движения ПП с поверхности аэродрома во входную часть СУ, включающей воздухозаборник и компрессор. Автором выделены два основных этапа этого движения:

- этап движения ПП как вне, так и в воздухоподводящем канале (анализируются способы попадания ПП на вход в СУ, которые определяют начальные условия для следующего этапа);

- этап соударения ПП с элементами ГТД, в том числе с вращающимися, с последующим процессом дробления ПП и т.д.

В работах [2–8] установлен механизм формирования системы вихрей на входе в воздухозаборник в зависимости от направления и скорости невозмущенного потока. При этом отечественными и зарубежными учеными независимо друг от друга было доказано существование нескольких вихрей. Также в работах [2, 9, 11] рассматривалась задача движения частиц в воздухоподводящих каналах ГТД. Разработанные математические модели движения постороннего предмета в воздушном потоке, индуцируемом приземным вихрем, описывают механизм заброса ПП и его соударения с элементами ГТД.

Траектории и, как следствие, вероятность попадания ПП в СУ существенно зависят от начальных условий. Поэтому для определения и оценки вероятности повреждения ПП элементов ГТД требуется задание корректных значений начальных параметров и характеристик. Такими параметрами и характеристиками являются:

- масса ПП;
- плотность ПП, которая характеризует материал ПП;
- размер ПП;
- распределение ПП по поверхности аэродрома и взлетно-посадочной полосе в частности;
- коэффициент лобового сопротивления ПП;
- а также другие параметры и характеристики.

Значительный вклад в определение начальных условий был сделан в работах ВВИА им. профессора Н.Е. Жуковского [2–4] и ЦАГИ им. профессора Н.Е. Жуковского [9, 10].

В работе [2] автором определены, в том числе экспериментально, значения коэффициента лобового сопротивления ПП  $c_{x_{ПП}}$ . Эксперимент проводился на специальной установке в автомобильной области по числу  $Re$ . Экспериментальная установка состоит из устройства, обеспечивающего разгон частицы, и системы регистрации движения частицы (рис. 1).

В результате проведенного исследования автором [2] получены значения коэффициента лобового сопротивления ПП  $c_{x_{ПП}}$  различных форм, встречающихся в эксплуатации (табл. 1), а также динамический коэффициент формы ПП  $\tau$ , определяемый как отношение площади поверхности ПП  $f_{ПП}$  к площади поверхности равновеликого ему по объему шара  $f_{ш}$ :

$$\tau = \left( \frac{f_{ПП}}{f_{ш}} \right)_{v=idem} . \quad (1)$$

Таблица 1

## Экспериментальные данные коэффициентов лобового сопротивления для ПП различных форм [2]

Форма ПП	Динамический коэффициент формы ПП $\tau$ (ребра округлые)	Динамический коэффициент формы ПП $\tau$ (ребра острые)	Коэффициент лобового сопротивления ПП $c_{x\text{пп}}$ (ребра округлые)	Коэффициент лобового сопротивления ПП $c_{x\text{пп}}$ (ребра острые)
Близкая к шару	1,05 ÷ 1,1	1,05 ÷ 1,1	0,527	0,527
Близкая к кубу	1,13 ÷ 1,17	1,15 ÷ 1,2	0,534	0,858
Близкая к параллелепипеду	1,15 ÷ 1,2	1,2 ÷ 1,25	0,673	0,959
Близкая к тетраэдру	1,15 ÷ 1,2	1,3 ÷ 1,4	0,558	1,107
Шар	1,0	1,0	0,44	0,44
Куб	1,24	1,24	1,18	1,18
Параллелепипед	1,25	1,25	1,21	1,21
Тетраэдр	1,5	1,5	1,61	1,61

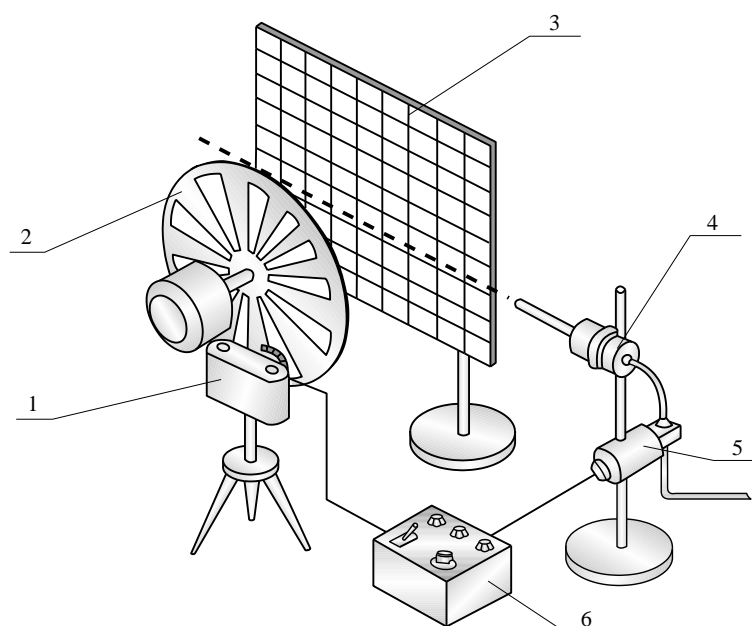


Рис. 1. Экспериментальная установка для определения коэффициента лобового сопротивления  $c_x$  [2]:  
1 – фотоаппарат; 2 – стробирующий диск; 3 – масштабный экран; 4 – пневматическое ружье; 5 – клапан

Но встречающиеся в условиях реальной эксплуатации ПП имеют случайную форму, которая является определяющим фактором для коэффициента лобового сопротивления  $c_x$ .

Кроме того, движение ПП в потоке является сложным, а именно: посторонний предмет совершает как поступательное, так и вращательное движение. Следовательно, значение параметра  $c_x$  – величина случайная.

Обзор работ [2–5, 9, 11] по данной тематике позволяет сделать вывод об отсутствии статистических характеристик аэродинамических параметров посторонних предметов, забрасываемых приземным вихрем, необходимых в качестве исходных данных в моделях оценки надежности ГТД силовых установок летательных аппаратов (ЛА).

С учетом проведенного анализа сформулирована научная задача, которая заключается в определении статистических характеристик, а именно:

- плотности распределения  $f(c_x)$  и функции распределения  $F(c_x)$  случайной величины – коэффициента лобового сопротивления постороннего предмета;
- математического ожидания коэффициента лобового сопротивления  $\mu(c_x)$  постороннего предмета в зависимости от его массы  $m_{\text{пп}}$ .

Определение значения коэффициента лобового сопротивления  $c_x$  в рамках исследования осуществляется расчетно-экспериментальным путем.

## МОДЕЛЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ПОСТОРОННЕГО ПРЕДМЕТА

Суть эксперимента заключается во введении в невозмущенный поток со скоростью  $U_\infty$  посторонних предметов заданной массы  $m_{\text{ПП}}$  и определения координаты пересечения их траектории с заданной координатной плоскостью. Полученные результаты являются данными для определения фактического коэффициента лобового сопротивления  $c_{X \text{ факт}}$  путем его подбора и сравнения с эталонным значением. В качестве эталонного значения принят коэффициент лобового сопротивления  $c_{X \text{ сф}}$  постороннего предмета сферической формы из алюминия. Плотность  $\rho_{Al}$  алюминия составляет  $2,7 \cdot 10^3 \text{ кг/м}^3$ , что соответствует плотности ПП из гранита  $\rho_{\text{ПП}}$ . Для эталонного ПП проводится серия испытаний, в ходе которых определяются координаты точки пересечения его траектории с заданной координатной осью  $x_{\text{сф}}$ .

Задача о динамике движения ПП решается в абсолютном движении относительно осей  $Ox$  и  $Oy$  (рис. 2).

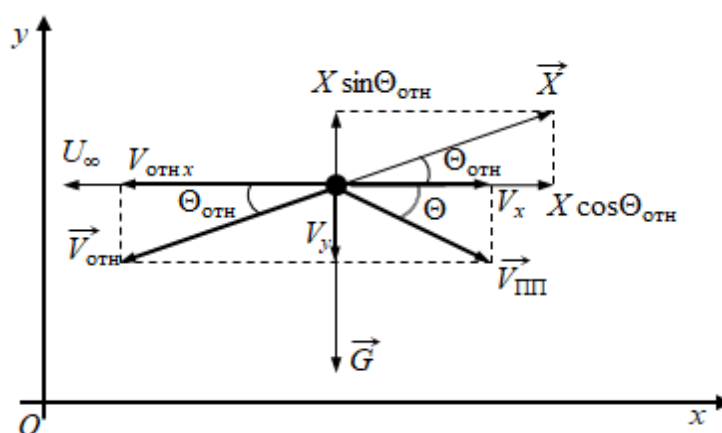


Рис. 2. Схема сил, действующих на посторонний предмет в невозмущенном потоке

На посторонний предмет действуют: сила тяжести  $G$ ; аэродинамическая сила  $X$ , а именно сила лобового сопротивления:

$$G = m_{\text{ПП}} g ; \quad (2)$$

$$X = c_X \frac{\rho V_{\text{отн}}^2}{2} S_{\text{ПП}} , \quad (3)$$

где  $g$  – ускорение свободного падения,  $\text{м/с}^2$ ;  $S_{\text{ПП}}$  – площадь поперечного сечения ПП,  $\text{м}^2$ ;  $V_{\text{отн}}$  – скорость ПП относительно невозмущенного потока (относительная скорость ПП).

Влияние аэродинамической силы  $X$  на ПП осуществляется через коэффициент лобового сопротивления  $c_X$  и площадь поперечного сечения  $S_{\text{ПП}}$ . Произведение данных параметров можно представить через обобщенный показатель сопротивления  $\zeta$ . Тогда выражение (3) примет вид:

$$X = \zeta \frac{\rho V_{\text{отн}}^2}{2} . \quad (4)$$

Для нахождения аэродинамической силы  $X$  введено условие, что исследуемый ПП имеет форму сферы с известной массой  $m_{\text{ПП}}$  и плотностью  $\rho_{\text{ПП}}$ .

Значение относительной скорости ПП  $V_{\text{отн}}$  находится из выражения:

$$V_{\text{отн}} = \sqrt{V_{\text{отн},x}^2 + V_y^2} , \quad (5)$$

где  $V_{\text{отн},x}$  – проекция относительной скорости ПП на ось  $Ox$ ;  $V_y$  – проекция относительной скорости ПП на ось  $Oy$ .

При этом проекция относительной скорости ПП на ось  $Ox$   $V_{\text{отн},x}$  находится по формуле:

$$V_{\text{отн.}x} = V_x - U_\infty, \quad (6)$$

где  $V_x$  – проекция абсолютной скорости ПП  $V_{\text{ПП}}$  на ось  $Ox$ .

В свою очередь, движение ПП как материальной точки описывается уравнениями:

$$m_{\text{ПП}} \frac{dV_x}{dt} = X \cos \Theta_{\text{отн}}; \quad (7)$$

$$m_{\text{ПП}} \frac{dV_y}{dt} = X \sin \Theta_{\text{отн}} - G. \quad (8)$$

Разделив левые и правые части уравнений (7) и (8) на массу ПП  $m_{\text{ПП}}$ , получим:

$$\frac{dV_x}{dt} = \frac{X}{m_{\text{ПП}}} \cos \Theta_{\text{отн}}; \quad (9)$$

$$\frac{dV_y}{dt} = \frac{X}{m_{\text{ПП}}} \sin \Theta_{\text{отн}} - g. \quad (10)$$

Исходя из схемы сил, действующих на ПП (рис. 2), угол наклона вектора относительной скорости ПП  $\Theta_{\text{отн}}$  вычисляется по следующим формулам:

$$\cos \Theta_{\text{отн}} = \frac{|V_{\text{отн.}x}|}{V_{\text{отн}}}; \quad (11)$$

$$\sin \Theta_{\text{отн}} = \frac{|V_y|}{V_{\text{отн}}}. \quad (12)$$

Для вычисления текущих координат ПП используются уравнения:

$$\frac{dx}{dt} = V_{\text{ПП}} \cos \Theta; \quad (13)$$

$$\frac{dy}{dt} = V_{\text{ПП}} \sin \Theta. \quad (14)$$

Тогда изменение координат ПП за единицу времени  $\Delta t$  запишется в виде:

$$\Delta x = V_{\text{ПП}} \cos \Theta \cdot \Delta t; \quad (15)$$

$$\Delta y = V_{\text{ПП}} \sin \Theta \cdot \Delta t. \quad (16)$$

Интегрирование осуществляется методом Рунге-Кутты до соблюдения следующего условия:

$$x < x_k, \quad (17)$$

где  $x_k$  – координата по оси  $Ox$  точки пересечения траектории ПП с заданной координатной плоскостью.

Далее производится сравнение координаты по оси  $Oy$  точки пересечения траектории ПП с заданной координатной осью  $y_k$  с координатой  $y_{\text{сф}}$ . Показатель  $\zeta$  изменяется в расчете для подбора траектории, соответствующей траектории ПП сферической формы с известным коэффициентом лобового сопротивления  $c_X = 0,47$  с известной массой  $m_{\text{ПП}}$ :

$$\begin{cases} \text{если } y_k < y_{\text{сф}}, \text{ то } c_X > c_{X \text{ факт}}; \\ \text{если } y_k > y_{\text{сф}}, \text{ то } c_X < c_{X \text{ факт}}; \end{cases}$$

Подбор осуществляется, пока не будет выполнено условие:

$$|y_k - y_{\text{сф}}| < \varepsilon, \quad (18)$$

где  $\varepsilon$  – заданная погрешность,  $\varepsilon = 0,001$ .

Далее проводится обработка полученной совокупности данных с использованием методов теории вероятностей и математической статистики [12, 13].

### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ ЭТАП ОПРЕДЕЛЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ПОСТОРОННЕГО ПРЕДМЕТА

В качестве материала ПП выбран гранит с плотностью  $\rho_{\text{ПП}} = 2,7 \cdot 10^3 \text{ кг/м}^3$ . Выбор данного материала обусловлен несколькими причинами:

- гранит является одним из основных заполнителей бетона, из которого изготавливаются аэродромные плиты [14];
- в условиях эксплуатации авиационной техники ПП из гранита наиболее твердый из встречающихся на поверхности аэродрома в сравнении с другими типами частиц аэродромной засоренности [2];
- ПП из гранита представляет наибольшую опасность для элементов ГТД при соударении с ними [11].

Исследованы ПП с массой  $7 \cdot 10^{-5} \text{ кг}$ , так как частицы данной массы способны нанести недопустимые повреждения рабочим лопаткам первой ступени ГТД [11] (рис. 3). Количество ПП  $n_{\text{ПП}} = 1000$  шт. Изготовление ПП осуществляется путем дробления фракции гранита размером  $10^{-2} \div 2 \cdot 10^{-2} \text{ м}$ , которая используется при производстве бетонных плит аэродромных покрытий [14].

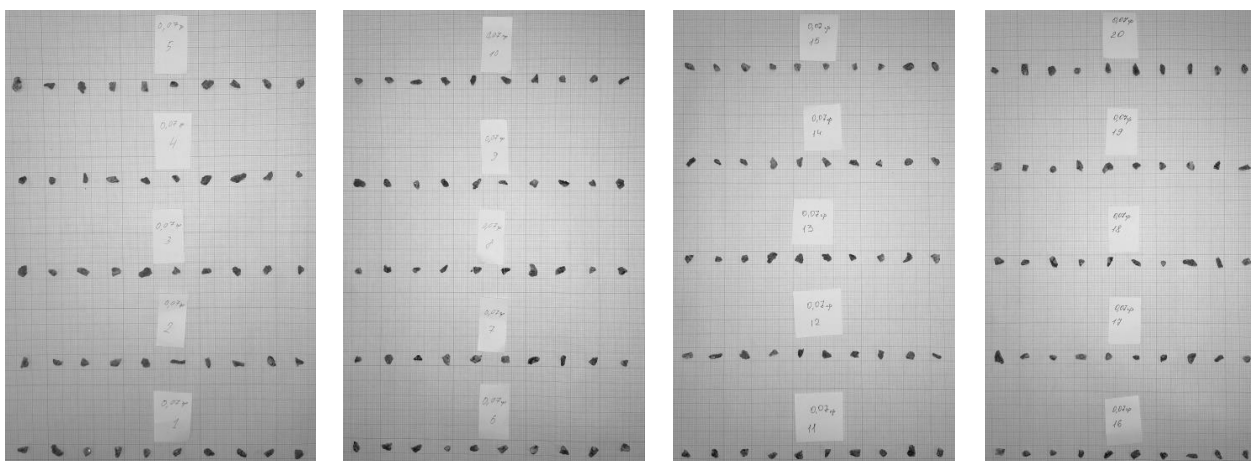
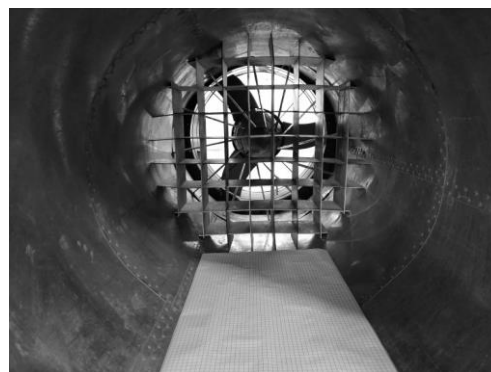


Рис. 3. Посторонние предметы, используемые в эксперименте,  $m_{\text{ПП}} = 7 \cdot 10^{-5} \text{ кг}$

Исследования выполнены на стенде, представляющем аэродинамическую трубу диаметром 0,9 м, в которую через направляющую вертикальную трубку диаметром  $1,2 \cdot 10^{-2} \text{ м}$  вводится ПП. Длина трубки составляет  $3 \cdot 10^{-2} \text{ м}$ , поэтому принято допущение, что скорость ПП на выходе из направляющей трубки составляет 0 м/с и не оказывает существенного влияния на траекторию ПП. Внешний вид стенда представлен на рисунках 4 а, б:



а



б

Рис. 4. Стенд для определения аэродинамических параметров посторонних предметов:  
а – внешний вид; б – рабочая область

На основании результатов исследований, представленных в работах [2, 3, 6, 7, 15], определена скорость потока в приземном вихре, которая находится в интервале  $U_{\infty} = 10 \div 45$  м/с. Поэтому для обеспечения подобия физического процесса воздействия аэродинамических сил на ПП скорость невозмущенного потока в рамках эксперимента выбрана  $U_{\infty} = 12 \div 14$  м/с. Среда, в которой проводится эксперимент, рассматривается как несжимаемая. В перечисленных условиях определяющим является критерий Рейнольдса  $Re$ . Минимальное значение числа Рейнольдса  $Re$  при эксперименте составляет  $Re_{\text{эксп}} \approx 2,7 \cdot 10^3$ , т.е.  $Re_{\text{эксп}} > Re_{\text{кр}}$ . Принято допущение, что эксперимент проводится в автомодельной области по числу Рейнольдса  $Re$ .

Для ПП массой  $m_{\text{ПП}} 7 \cdot 10^{-5}$  кг проведено 1000 экспериментов. Фрагмент экспериментальных исследований представлен на рис. 5.

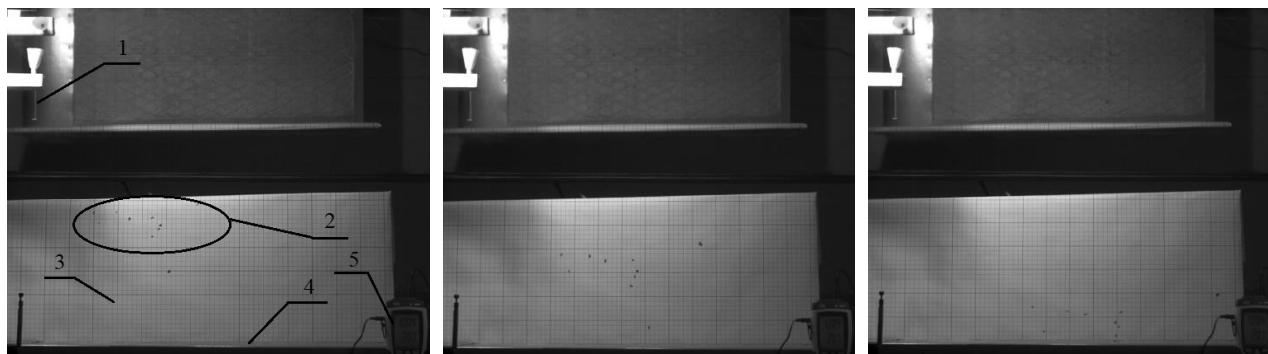


Рис. 5. Фрагмент экспериментального определения характеристик ПП:

1 – направляющая трубка; 2 – ПП; 3 – бумага миллиметровая; 4 – поверхность; 5 – термоанемометр

В качестве регистрирующей аппаратуры параметров невозмущенного потока и координаты пересечения ПП с заданной координатной плоскостью используется термоанемометр *CEM DT-8880 TS3* с характеристиками, представленными в табл. 2, а также портативная видеокамера *Fastec TS3* с характеристиками, представленными в табл. 3.

Таблица 2

Характеристики термоанемометра *CEM DT-8880*

Параметр	Характеристика
Диапазон измерений потоков воздуха	0,1 ÷ 25 м/с
Разрешение измерений потоков воздуха	0,01 м/сек
Погрешность измерений потоков воздуха	5%
Диапазон измерений температуры	0 ÷ +50 °С
Разрешение измерений температуры	0,1° С
Погрешность измерений температуры	±1 °С

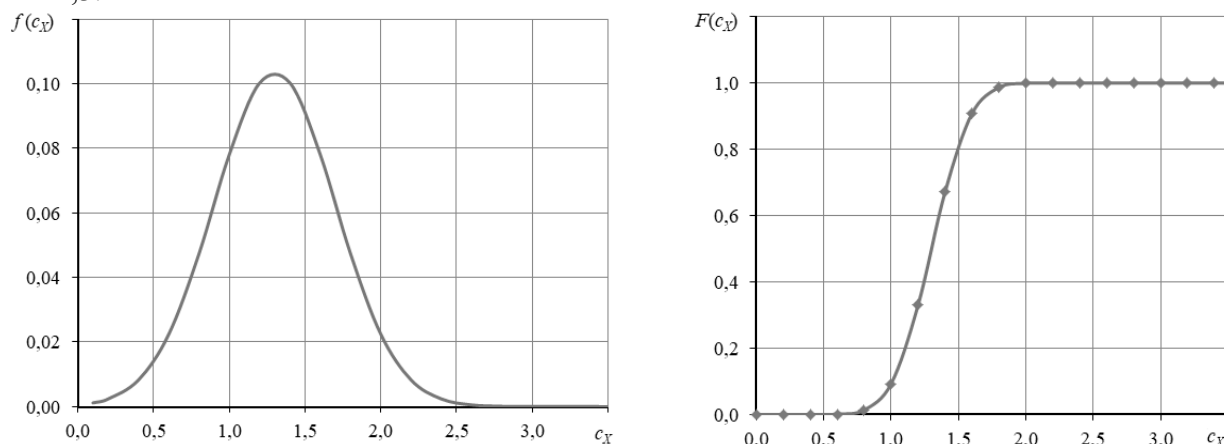
Таблица 3

Характеристики видеокамеры *Fastec TS3*

Параметр	Характеристика
Матрица	CMOS, 10 бит, размер пикселя 14 мкм, монохромная
Разрешение (пикс.) / производительность (кадров в сек)	максимальное: 1280×1024/510 минимальное: 48×32/60518
Светочувствительность	3200 ISO монохромная
Затвор	полнокадровый электронный затвор со скоростью от 2 мкс, до 41.667 мс
Видеовыход	HDMI (1080p, 720p, 480p)

## РЕЗУЛЬТАТЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ПОСТОРОННЕГО ПРЕДМЕТА

В результате проведения расчетно-экспериментального исследования получена плотность распределения (рис. 6 а), а также функция распределения (рис. 6 б) коэффициента лобового сопротивления ПП из гранита массой  $m_{ПП} = 7 \cdot 10^{-5}$  кг. Математическое ожидание коэффициента лобового сопротивления  $\mu(c_x)$  постороннего предмета для заданных параметров составляет 1,3.



**Рис. 6.** Характеристики случайной величины коэффициента лобового сопротивления ПП из гранита,  $m_{ПП} = 7 \cdot 10^{-5}$  кг:

а) плотность распределения; б) функция распределения

Анализ изменения зависимости (рис. 6 а) позволяет сделать вывод, что характер изменения кривой подчинен нормальному закону:

$$f(c_x) = \frac{1}{0,4\sqrt{2\pi}} e^{\left(-\frac{(c_x + 1,3)^2}{2 \cdot 0,4^2}\right)} \cdot 0,0165; \quad (19)$$

$$F(c_x) = \frac{1}{2} \left[ 1 + \operatorname{erf} \left( \frac{c_x - 1,3}{\sqrt{2 \cdot 0,4^2}} \right) \right]. \quad (20)$$

Проведен анализ плотности распределения (рис. 6 а) коэффициента лобового сопротивления ПП  $c_x$ . Определены границы доверительного интервала для среднего значения генеральной совокупности  $\mu$  по формуле [12, 13]:

$$\bar{x} - t^* \cdot \frac{s}{\sqrt{n}} < \mu < \bar{x} + t^* \cdot \frac{s}{\sqrt{n}} \quad (21)$$

где  $\bar{x}$  – выборочное среднее отклонение;  $s$  – выборочное стандартное отклонение;  $t^*$  – значение  $t$ -статистики, соответствующее выбранному уровню доверия  $\gamma$ ;  $n$  – количество наблюдений.

Поскольку  $n > 30$ , то для определения значения  $t^*$  используется таблица функции Лапласа. Установлено, что для исследуемых ПП из гранита заданной массы:

– с вероятностью  $P = 0,95$  коэффициент лобового сопротивления  $c_x$  находится в пределах  $1,28 \div 1,32$ ;

– с вероятностью  $P = 0,99$  коэффициент лобового сопротивления  $c_x$  находится в пределах  $1,27 \div 1,33$ .

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведен анализ работ, направленных на снижение повреждаемости элементов силовых установок летательных аппаратов посторонними предметами, забрасываемыми приземным вихрем с поверхности аэродрома. Выявлены недостатки существующих моделей оценки повреждаемости и надежности ГТД, которые заключаются в отсутствии достоверных данных о начальных условиях в виде статистических характеристик посторонних предметов, встречающихся в реальных условиях эксплуатации.



Предложен способ определения коэффициента лобового сопротивления постороннего предмета с учетом его массы, материала, а также площади поперечного сечения, которая является случайной величиной.

В работе выполнены теоретико-экспериментальные исследования по определению статистических характеристик посторонних предметов, а именно коэффициента лобового сопротивления постороннего предмета с плотностью эквивалентной плотности гранита для массы  $7 \cdot 10^{-5}$  кг. В результате получены математическое ожидание, плотность распределения и функция распределения коэффициента лобового сопротивления. Так, коэффициент лобового сопротивления постороннего предмета для заданных условий находится в пределах  $1,28 \div 1,32$  с вероятностью  $P = 0,95$ , а в пределах  $1,27 \div 1,33$  – с вероятностью  $P = 0,99$ .

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сиротин Н.Н., Марчуков Е.Ю., Новиков А.С. Повреждаемость и работоспособность авиационных ГТД: справочник. – М.: Наука, 2015. – 551 с. [N.N. Sirotin, E.Yu. Marchukov, A.S. Novikov, Damageability and Operability of Aircraft GTEs: book of reference, (in Russian). – Moscow: Nauka, 2015. – 551 p.]
2. Евдокимов А.И. Обоснование выбора эффективных систем защиты от повреждений посторонними предметами двигателей самолетов военного назначения. Дис. ... док. техн. наук. ВВИА; М., 1993. – 520 с. [A.I. Evdokimov, Justification of the Selection of Efficient Systems for Protection of Military Airplanes from Damage Made by Foreign Objects, (in Russian). Dr.Sci. thesis; Moscow, 1993. – 520 p.]
3. Горский А.Н., Евдокимов А.И., Максимов Ю.Е. Моделирование движения посторонних предметов с поверхности аэродрома // Вестник Академии наук авиации и воздухоплавания. – 2001. – №1. – С. 15-17. [A.N. Gorskiy, A.I. Evdokimov, Yu.E. Maksimov, Modeling of the motion of foreign objects from the airdrome surface, (in Russian) // Bulletin of the Academy of Sciences of Aviation and Aeronautics. – 2001. – No. 1. – P. 15-17.]
4. Давыдов А.А., Евдокимов А.И. Определение параметров защищенности двухдвигательных силовых установок самолетов от вихревого засасывания посторонних предметов // Сб. научно-методических материалов по конструкции и системам управления ГТД. – Москва: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1995. – С. 76-84. [A.A. Davydov, A.I. Evdokimov, Determining the parameters of protection of two-engine airplane power plants from the vortex ingestion of foreign objects, (in Russian) // Collection of Research and Methodological Papers on the Design and Control Systems of GTEs. – Moscow: Zhukovsky Air Force Engineering Academy Publ., 1995. – P. 76-84.]
5. Комов А.А. Теоретические основы и технические решения для защиты авиационных двигателей от попадания твердых посторонних предметов с поверхности аэродрома. Дис. ... док. техн. наук. ГосНИИ ГА; М., 2005. – 400 с. [A.A. Komov, Theoretical Foundations and Technical Solutions for the Protection of Aircraft Engines from the Intrusion of Solid Foreign Objects from the Airdrome Surface, (in Russian). Dr.Sci. thesis; Moscow, 2005. – 400 p.]
6. Ачекин А.А. Исследование максимальной скорости пристенного течения, индуцируемого низкорасположенными входными устройствами // Конструкция и системы управления ГТД: науч. метод. материалы. – М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2007. – С. 107-109. [A.A. Achekin, Study of the maximum speed of the near-wall flow induced by low-set inlet units, (in Russian) // Design and Control Systems of GTEs: research and methodological papers. – Moscow: Zhukovsky Air Force Engineering Academy Publ., 2007. – P. 107-109.]
7. Нескоромный Е.В., Марков Д.С. Формирование приземного вихря на входе в авиационную силовую установку // Насосы. Турбины. Системы. 2018. №4(29). С. 20–33. [E.V. Neskromnyi, D.S. Markov, Formation of a ground vortex at the entrance to an aircraft power plant, (in Russian) // Pumps. Turbines. Systems. 2018. No. 4(29). P. 20–33.]
8. Киренчев А.Г. Совершенствование методов организации технологических процессов обслуживания воздушных судов в ожидаемых условиях эксплуатации. Дис. ... канд. техн. наук: 05.22.14. – М., 2020. – 186 с. [A.G. Kirenchev, Improving the Methods for the Organization of the Technological Processes of Aircraft Servicing in the Anticipated Operating Conditions, (in Russian). Cand.Sci. thesis. – Moscow, 2020. – 186 p.]
9. Эпштейн Л.А., Вольгрот И.Э. Физика процессов, связанных с засасыванием брызг и частиц в воздухозаборники двигателей // Труды ЦАГИ. Вып. 2143. – М.: Изд-во ЦАГИ, 1982. – 27 с. [L.A. Epstein, I.E. Volgrot, Physics of the processes related to spray and particle ingestion into engine air intakes, (in Russian) // Proceedings of TsAGI. Issue 2143. – Moscow: TsAGI Publ., 1982. – 27 p.]
10. Воеводенко В.В., Вышинский В.В. Динамика микрочастиц в струйно-вихревом следе за самолетом // Труды ЦАГИ. Вып. 2676. – М.: Изд-во ЦАГИ, 2008, С. 60-67. [V.V. Voevodenko, V.V. Vyshinskiy, Dynamics of microparticles in the jet-vortex train of an airplane, (in Russian) // Proceedings of TsAGI. Issue 2676. – Moscow: TsAGI Publ., 2008, pp. 60-67.]
11. Нескоромный Е.В., Артанов В.В. Идентификация посторонних предметов, повреждающих рабочие лопатки ГТД // Насосы. Турбины. Системы. 2020. № 1 (34). С. 5-13. [E.V. Neskromnyi, V.V. Artanov, Identification of foreign objects damaging the blades of a gas turbine engines, (in Russian) // Pumps. Turbines. Systems. 2020. No. 1 (34). P. 5-13.]
12. Вентцель Е.С. Теория вероятностей. – М.: «Академия», 2005. – 576 с. [E.S. Ventsel, Probability Theory, (in Russian). – Moscow: Akademiya, 2005. – 576 p.]
13. Васильев В.Н., Житомирский Г.И. Вероятностные основы боевых авиационных комплексов. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1976. – 162 с. [V.N. Vasiliev, G.I. Zhitomirskiy, Probabilistic Foundations of Combat Aircraft Complexes, (in Russian). – Moscow: Zhukovsky Air Force Engineering Academy, 1976. – 162 p.]

14. **ГОСТ 25912–2015** Плиты железобетонные предварительно напряженные для аэродромных покрытий. Технические условия: национальный стандарт Российской Федерации: издание официальное: утвержден и введен в действие Приказом Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии от 03.04.2015 г. № 217-ст: введен впервые: дата введения 2015–07–01 / разработан Научно-исследовательским институтом бетона и железобетона им. А.А. Гвоздева ОАО «НИЦ «Строительство». – Москва: Стандартинформ, 2015. 55 с. [GOST 25912–2015 Prestressed reinforced concrete slabs for aerodrome pavement. Specifications: national standard of the Russian Federation, (in Russian). – Moscow: Standartinform, 2015. 55 p.]

15. **Бороздин С.А., Нескоромный Е.В., Маяцкий С.А.** Математическое моделирование системы вихрей, образующихся на входе в дозвуковом воздухозаборнике // Вестник УГАТУ. – 2022. – №1 (95). – С. 31–39. [S.A. Borozdin, E.V. Neskromnyi, S.A. Maiatskii, Mathematical modeling of a system of vortices formed at the entrance to a subsonic air intake, (in Russian) // Vestnik UGATU. – 2022. – No. 1 (95). – P. 31–39.]

#### ОБ АВТОРАХ

**БОРОЗДИН Сергей Александрович**, преподаватель каф. авиационных двигателей ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина». Исследование в области защиты силовых установок от повреждения посторонними предметами.

**НЕСКОРОМНЫЙ Евгений Вячеславович**, доцент каф. авиационных двигателей ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», к.т.н. Исследование в области защиты силовых установок от повреждения посторонними предметами.

#### METADATA

**Title:** Method to determine computationally and experimentally the statistical characteristics of the drag coefficient of foreign objects.

**Authors:** S.A. Borozdin<sup>1</sup>, E.V. Neskromnyi<sup>2</sup>

**Affiliation:**

<sup>1,2</sup> Russian Air Force Military Educational and Scientific Center “Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin”, Russia.

**Email:** <sup>1</sup>borozdin4@yandex.ru, <sup>2</sup>neskor80@yandex.ru

**Language:** Russian

**Source:** Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa University of Science and Technology), vol. 27, no. 4 (102), pp. 3-12, 2023. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

**Abstract:** The paper analyzes the work on the problem of damage to gas turbine engine (GTE) elements by foreign objects thrown by a ground vortex. The main approaches to determining the initial conditions necessary for modeling the throwing of the foreign objects at the entrance to the aircraft power plant, including their aerodynamic parameters, are considered. A computational and experimental method is proposed for determining the drag coefficient of foreign objects. The paper presents the results of testing of the proposed method, namely the statistical characteristics of the aerodynamic parameters of foreign objects.

**Key words:** gas-turbine engine; ground vortex; foreign object; drag coefficient; statistical characteristic.

**About authors:**

**BOROZDIN Sergei Aleksandrovich**, Lecturer at the Dept. of Aircraft Engines, Russian Air Force Military Educational and Scientific Center “Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin”. Research in the area of the protection of power plants from damage by foreign objects.

**NESKOROMNYI Evgenii Viacheslavovich**, Associate Prof. at the Dept. of Aircraft Engines, Russian Air Force Military Educational and Scientific Center “Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin”, Cand of Tech. Sci. Research in the area of the protection of power plants from damage by foreign objects.