

## Экспериментальные исследования вращающейся в плоскости угла атаки модели летательного аппарата при дозвуковом обтекании

© В.Т. Калугин, Д.К. Назарова, В.П. Петух

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

*В настоящее время одна из актуальных задач космонавтики — сужение районов падения отделяемых частей ракет-носителей с целью обеспечения отчуждения таких земель. Для того чтобы более точно прогнозировать расположение районов падения, в математическую модель полета отделяемых частей нужно ввести их аэродинамические характеристики, учитывающие вращение таких элементов. Для получения этих характеристик необходимо разработать специальную экспериментальную базу, на которой можно было бы проводить испытания с вращающимися моделями. Поэтому была создана установка, позволяющая определять аэродинамические нагрузки на модель, вращающуюся в плоскости угла атаки в набегающем потоке. На этой установке были проведены отладочные эксперименты с цилиндрической моделью, имеющей полусферическое головное затупление, и получены зависимости лобового сопротивления от угла атаки модели при ее вращении с угловыми скоростями 5 и 10 град/с. Аналогичные зависимости были также получены путем численного моделирования поставленных экспериментов в программном комплексе вычислительной газовой динамики FlowVision. Сравнение расчетных и экспериментальных данных показало, что созданная установка дает достоверные результаты и ее можно использовать при дальнейших параметрических исследованиях аэродинамики вращающихся моделей.*

**Ключевые слова:** аэродинамика вращающегося тела, нестационарная аэродинамика, экспериментальная аэродинамика, аэродинамическая труба

**Введение.** Для выведения на орбиту любых космических аппаратов (КА) используются ракеты-носители (РН), в состав которых входят отделяемые части (ОЧ). Эти элементы конструкции, например, ступени или створки головных обтекателей, отбрасываются от ракеты после выполнения своей функции. Большая их часть после отделения совершает неуправляемый спуск в атмосфере, в ходе которого они могут не разрушиться и упасть на землю. При падении ОЧ возможно нанесение ущерба экологии, так как существует риск возникновения пожаров и загрязнения окружающей среды токсичными веществами, а также нельзя исключать вероятность разрушения наземной хозяйственной инфраструктуры и создания угрозы жизни населения. Так, при запуске станции «Луна-25» с космодрома Восточный 11 августа 2023 года в Хабаровском крае из-за риска падения ОЧ РН пришлось эвакуировать поселок Шахтинский [1]. Существуют исследования, свидетельствующие о том, что население районов, соседствующих с районами падения ОЧ, в большей степени

подвержено ряду заболеваний, чем население аналогичных по климатогеографическим условиям районов, расположенных вдали от мест падения ОЧ [2].

Помимо этого, проблема сужения районов падения ОЧ может носить политический характер. Так, исследователи из нескольких институтов Казахстана, на территории которого находится российский космодром Байконур, относят последствия ракетно-космической деятельности, в том числе наличие районов падения ОЧ, к числу главных экологических проблем своей страны [3]. Районы падения на территории Казахстана, расположенные в четырех областях страны, занимают общую площадь примерно 9,6 млн га. Вследствие влияния всех этих факторов одной из актуальных задач космонавтики в России является как можно более точное определение районов падения ОЧ с целью обеспечить их отчуждение [4].

Характеристики эллипса рассеивания первых ступеней современных РН по дальности составляют не менее  $\pm 20$  км, по направлению —  $\pm 10$  км [5]. Кроме того, фактически для ОЧ всех видов существуют систематические отклонения реальных точек падения от точек прицеливания. Они могут достигать 14 км для боковых блоков РН «Союз-ФГ» [6]. Следовательно, чтобы повысить точность прогнозирования районов падения, нужно вводить в рассмотрение факторы, не учитываемые в данное время в баллистических расчетах.

Один из таких факторов — реальные аэродинамические характеристики (АДХ) ОЧ, учитывающие их вращение. Вследствие особенностей механизмов отделения боковых блоков РН семейства «Союз» или головных обтекателей эти элементы после отделения закручиваются в плоскости угла атаки, что подтверждается видеоматериалами Госкорпорации «Роскосмос» [7]. Понимание того, как вращение элемента конструкции РН по углу атаки изменяет структуру его обтекания, а также умение находить при этом реальные АДХ поможет точнее прогнозировать расположение и определять размеры районов падения ОЧ.

Исследованию влияния вращения на обтекание тел посвящены работы [8, 9]. Так, в [8] представлены результаты эксперимента по определению аэродинамических нагрузок на осесимметричную модель, вращающуюся в набегающем потоке по углу атаки от 0 до 90° с постоянной угловой скоростью. Было определено, что при вращении модели ее коэффициенты нормальной силы и момента тангажа возрастают и превышают собственные значения, полученные при статическом обтекании на тех же углах атаки.

Влияние вращения на структуры обтекания осесимметричной модели исследовано в [9], где были приведены результаты, свидетельствующие о том, что в зависимости от направления вращения по углу атаки в сторону его увеличения или уменьшения структуры вихрей за обтекаемым телом трансформируются по-разному. При

вращении модели вокруг оси, закрепленной в хвостовой части, в сторону увеличения угла атаки вихри прижимаются ближе к модели, чем при статическом обтекании. При вращении в обратную сторону вихревая пелена, наоборот, расширяется. Переход между структурами обтекания — безотрывной, отрывной структурированной и неструктурированной — при вращении в сторону увеличения угла атаки происходит на меньших углах, чем в противоположном случае.

Эти исследования предоставляют базовую информацию о влиянии вращения по углу атаки на аэродинамику осесимметричных тел. Однако они не содержат описания и объяснения связи между изменением АДХ и структур обтекания, а также результатов анализа влияния таких параметров, как скорость вращения, скорость набегающего потока, положение оси вращения и геометрии моделей. Таким образом, целью данной работы является создание и апробация методики комплексного изучения аэродинамики вращающихся моделей, которая пригодна для проведения как весовых, так и визуализационных параметрических исследований.

**Методы исследования.** В рамках данной работы были применены два метода исследования — экспериментальный и расчетный. Для проведения экспериментов по представленной теме необходимо иметь специальную экспериментальную базу, которая дает возможность реализовывать вращение моделей в набегающем потоке и параллельно измерять аэродинамические силы, действующие на эти модели. Численные исследования нужно проводить в программных пакетах, которые позволяют моделировать нестационарное обтекание движущихся объектов и содержат алгоритмы для постоянного перестроения расчетной сетки в ходе расчета.

Эксперименты проведены в МГТУ им. Н.Э. Баумана с дозвуковой аэродинамической трубе (АДТ) Т-500, которая имеет замкнутый контур и открытую рабочую часть размерами  $500 \times 500 \times 1000$  мм (рис. 1).

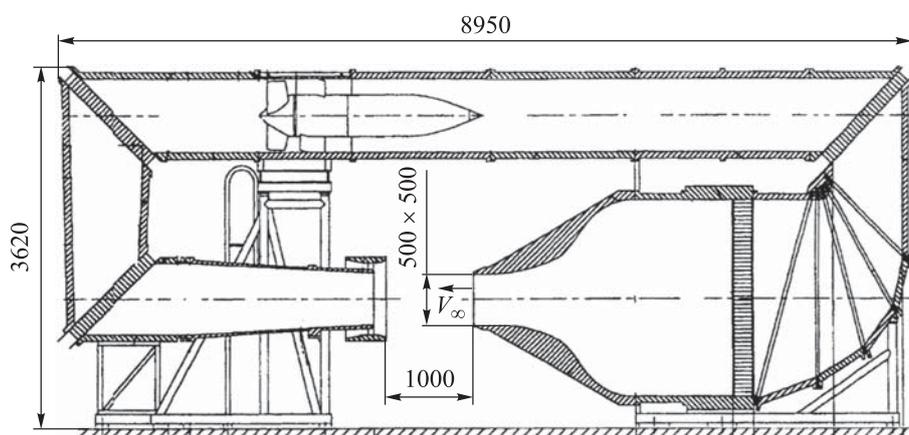
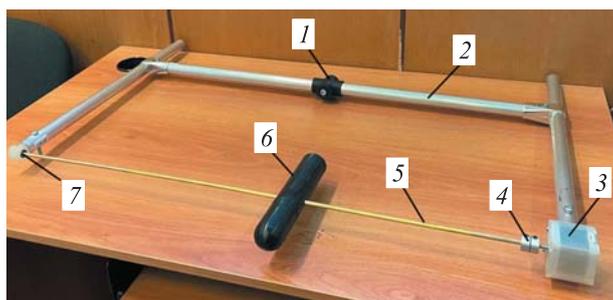


Рис. 1. Схема аэродинамической трубы Т-500

Воздух в ней приводится в движение вентилятором, вращаемым двигателем. Скорость потока воздуха может достигать 55 м/с. Благодаря использованию спрямляющей решетки в форкамере и поворотных лопаток обеспечивается низкая степень турбулизации потока (0,15...0,17 %) в рабочей части АДТ [10].

Для того чтобы осуществить вращение моделей в рабочей части АДТ, создано специальное поддерживающее устройство (рис. 2), представляющее собой несущую раму 2 размерами 800 × 450 мм, которая состоит из полых металлических трубок диаметром 25 мм. В раме зафиксирован вращающийся вал 5 диаметром 6 мм, с одной стороны закрепленный в подшипнике 7, с другой — муфтой 4 соединенный с выходным валом шагового двигателя 3. Исследуемая модель закреплялась на валу и вращалась вместе с ним согласно закону, заданному двигателем, который управлялся с помощью скриптов, написанных на языке программирования Arduino C, посредством платы Arduino Uno и драйвера шагового двигателя A4988. Несущая рама 2 крепилась кронштейном 1 к державке с тензометрическими весами.



**Рис. 2.** Схема поддерживающего устройства:

1 — кронштейн для крепления к державке с тензометрическими весами; 2 — несущая рама; 3 — шаговый двигатель Nema 17 17HS8401; 4 — муфта; 5 — вал; 6 — исследуемая модель; 7 — подшипник

В процессе эксперимента в рабочей части АДТ находились только исследуемая модель и тонкий вал, на котором она вращалась (рис. 3). Рама 2 (см. рис. 2), размеры которой превышают размеры рабочей части аэродинамической трубы, а также тензодержавка и устройство для ее закрепления были вынесены за пределы потока. Таким образом, созданная экспериментальная установка позволила определить аэродинамические силы, действующие на модель при ее вращении в набегающем потоке.

Численные исследования были проведены в отечественном программном комплексе вычислительной газодинамики FlowVision [11]. В нем методом конечных объемов решаются осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье — Стокса с использованием модели турбулентности. FlowVision обладает полным функционалом, необходимым



Рис. 3. Общий вид устройства для проведения экспериментов

для решения задач нестационарного обтекания движущихся объектов. Это технологии подвижных тел и адаптивных, перестраивающихся в процессе расчета, сеток.

**Результаты экспериментальных исследований.** С использованием описанной выше установки проведен ряд отладочных экспериментов. Исследуемая модель, представляющая собой цилиндр длиной 200 мм и диаметром 40 мм с полусферическим затуплением (рис. 4), была напечатана на 3D-принтере из пластика ABS и обработана дихлорметаном для повышения гладкости поверхности. Ось вращения модели находилась на расстоянии 100 мм от ее носка.

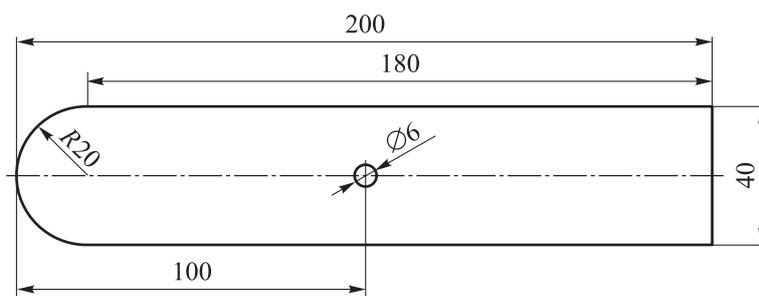


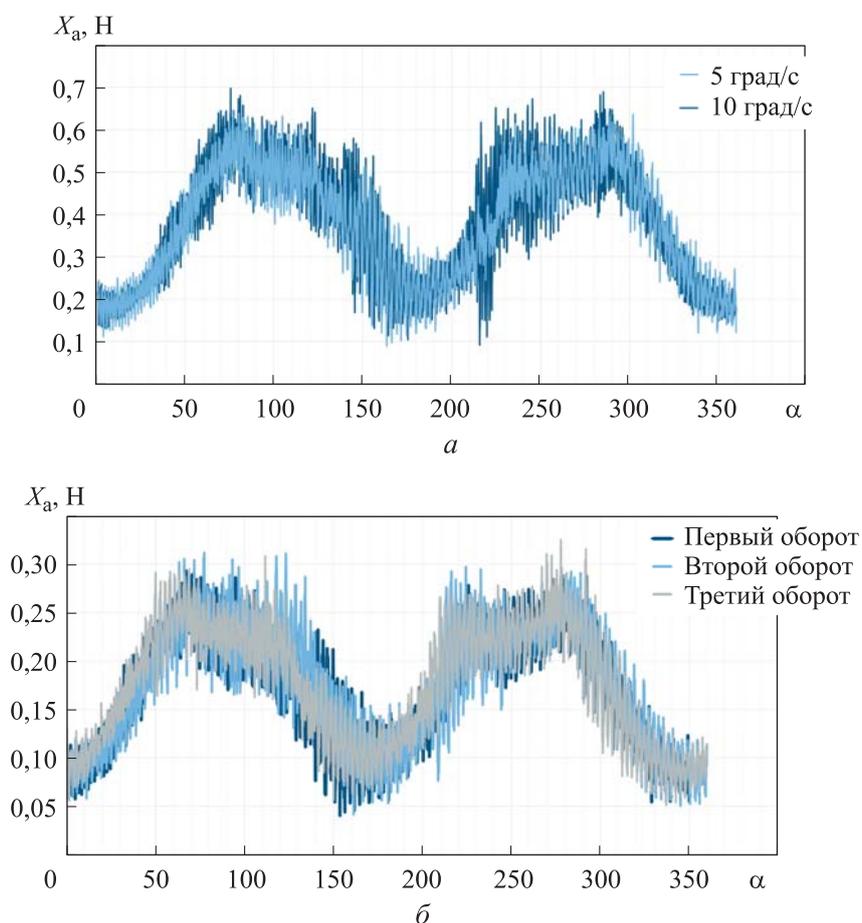
Рис. 4. Чертеж исследуемой модели

Эксперимент проводился при скорости потока  $v = 10$  м/с и угловых скоростях вращения модели  $\omega$ , равных 5 и 10 град/с. Частота опроса тензометрических весов в ходе испытаний составляла 100 Гц. Сигнал с тензосенсоров передавался цифровой системе сбора данных MGCPPlus, а затем экспериментальные данные обрабатывались на персональном компьютере.

Полученные с тензодатчиков зависимости силы лобового сопротивления от угла атаки при разных угловых скоростях вращения модели представлены на рис. 5, а. На рисунке видно, что нагрузки при угловых скоростях 5 град/с и 10 град/с практически совпадают. Это ожидаемый результат, поскольку тангенциальная составляющая скорости от вращения модели мала по сравнению со скоростью набегающего потока при обоих значениях угловой скорости. Таким образом, вращение незначительно влияет на параметры потока вблизи модели.

Зависимости силы лобового сопротивления, полученные в ходе нескольких последовательных оборотов модели, приведены на рис. 5, б. Эти графики перекрывают друг друга, что свидетельствует о повторяемости полученных результатов и повышает их надежность.

Представленные зависимости обработаны с помощью метода скользящего среднего с окном осреднения в 30 точек. В результате



**Рис. 5.** Зависимость силы лобового сопротивления  $X_a$  от угла атаки  $\alpha$ , град, для различных угловых скоростей вращения модели (а) и для нескольких оборотов модели (б)

получены более гладкие зависимости (рис. 6), очищенные от шумов. Далее для проверки результатов эксперимента было решено получить аналогичные зависимости путем численного моделирования.

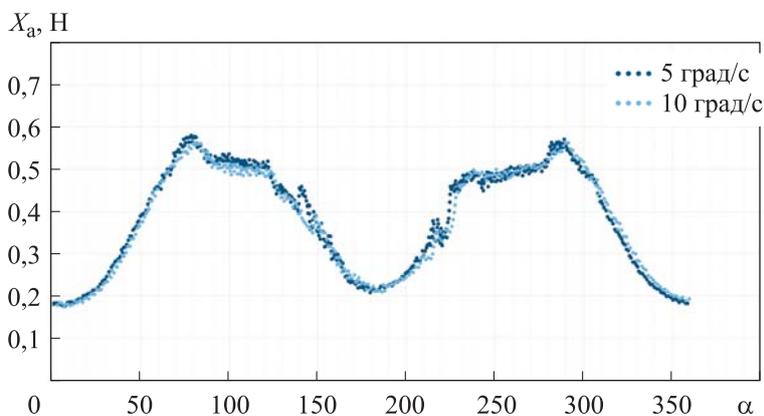


Рис. 6. Зависимость силы лобового сопротивления от угла атаки  $\alpha$ , град, после обработки методом скользящего среднего

**Результаты расчетных исследований.** Задача рассматривалась во FlowVision в симметричной постановке. В расчетной области находились половина модели и половина вала, на котором она расположена (рис. 7, а). Математическую модель задачи составляли осредненные по

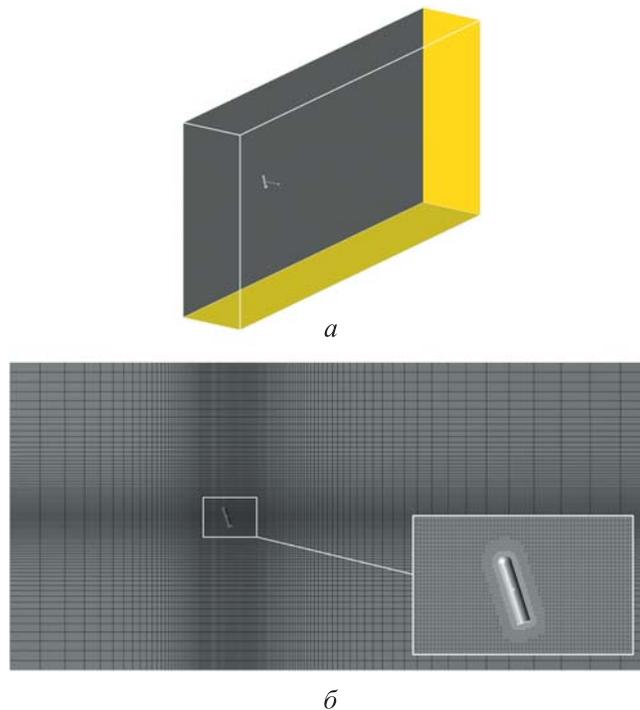


Рис. 7. Расчетная область (а) и расчетная сетка в сегментации (б) при постановке задачи во FlowVision

Рейнольдсу уравнения Навье — Стокса и два уравнения модели турбулентности  $k - \varepsilon$  FlowVision. Моделирование проводилось в высокорейнольдсовой постановке с применением пристеночных функций. Среднее значение параметра  $y^+$  по поверхности модели было приблизительно равно 50. Шаг по времени определялся числом Куранта — Фридрихса — Леви, равным 10.

В расчетах использовалась сетка, сгущающаяся вблизи модели (рис. 7, б). На поверхности модели она измельчалась путем разбиения ячеек пополам в каждом направлении до размера ячейки в 2,5 мм. Всего сетка содержала порядка 600 тыс. ячеек.

Для сравнения на рис. 8 приведены результаты моделирования и эксперимента. Видно, что наибольшее расхождение между данными, полученными в эксперименте и определенными расчетом, составляет около 30 %. Однако характер полученных зависимостей схож, максимальное расхождение результатов проявляется при  $\alpha = 180^\circ$ , когда модель повернута к набегающему потоку торцом, т. е. является плохо обтекаемым телом. Таким образом, сравнение результатов, полученных моделированием и экспериментальным путем, позволило сделать вывод о том, что созданная экспериментальная установка дает достоверные результаты.

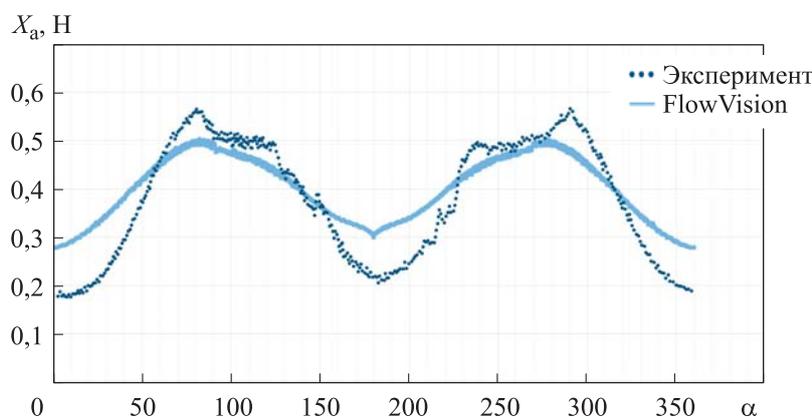


Рис. 8. Экспериментальные и расчетные зависимости силы лобового сопротивления от угла атаки  $\alpha$ , град

**Заключение.** В рамках представленной исследовательской работы было создано специальное поддерживающее устройство, которое предоставило возможность проводить эксперименты в аэродинамической трубе с вращающимися моделями. На этой установке были проведены отладочные эксперименты. Сравнение их результатов с данными, полученными путем численного моделирования, свидетельствует о том, что созданная установка обеспечивает получение достоверных результатов. Следовательно, это позволяет сделать вывод о том, что ее

можно будет использовать и при дальнейших параметрических исследованиях с другими моделями, параметрами вращения и набегающего потока.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Жителей Шахтинского эвакуируют из-за падения ступеней ракеты «Союз-2.1б». *ТАСС*. URL: <https://tass.ru/proisshestviya/18457215> (дата обращения: 20.08.2023).
- [2] Мешков Н.А., Вальцева Е.А., Харламова Е.Н., Куликова А.З. Реальные и мнимые последствия ракетно-космической деятельности для здоровья населения. *Гигиена и санитария*, 2015, № 7, с. 117–122.
- [3] Джуламанов Т.Д., Серикбаева Г.К., Рсымбетов Б.А., Калыбекова Н.И. Приоритетные направления рационального использования земельных ресурсов в республике Казахстан. *Московский экономический журнал*, 2023, № 4, с. 120–146.
- [4] Арсеньев В.Н., Казаков Р.Р., Фадеев А.С. Обеспечение падения отработавших частей ракеты-носителя в заданные районы при пусках с новых стартовых площадок. *Труды МАИ*, 2012, вып. 58. URL: <https://maï.ru/publications/index.php?ID=33415> (дата обращения: 21.08.2023).
- [5] Поляков П.П. Управление отделяемыми частями ракет-носителей с целью сокращения районов падения. *Лесной вестник*, 2015, № 3, с. 90–94.
- [6] Елисейкин С.А., Подрезов В.А., Полуаршинов А.М., Ширшов Н.В. Проблемные вопросы расчета районов падения отделяющихся частей ракет-носителей. *Труды Военно-космической академии им. А.Ф. Можайского*, 2016, № 655, с. 107–113.
- [7] Трансляция запуска автоматической станции «Луна-25». *YouTube*. URL: <https://www.youtube.com/live/cgi2pIFmW4?si=qdb0cRNItO8lW6> (дата обращения: 20.08.2023).
- [8] Smith L.H., Nunn R.H. *Aerodynamic Characteristics of an Axisymmetric Body Undergoing a Uniform Pitching Motion*. Defense Technical Information Center, 1975, 99 p.
- [9] Montividas R., Reisenhel P., Nagib H. The scaling and control of vortex geometry behind pitching cylinders. In: *2nd Shear Flow Conference, March 13–16, 1989, Tempe, AZ, USA*. AIAA Meeting Papers. <https://doi.org/10.2514/6.1989-1003>
- [10] Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Столярова Е.Г., Хлупнов А.И. *Аэродинамические трубы дозвуковых и сверхзвуковых скоростей*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004, 28 с.
- [11] Аксенов А.А. FlowVision: Индустриальная вычислительная гидродинамика. *Компьютерные исследования и моделирование*, 2017, № 1, с. 5–20.

Статья поступила в редакцию 19.02.2024

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Калугин В.Т., Назарова Д.К., Петух В.П. Экспериментальные исследования вращающейся в плоскости угла атаки модели летательного аппарата при дозвуковом обтекании. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 3.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2024-3-2343>

**Калугин Владимир Тимофеевич** — д-р техн. наук, профессор кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана; автор более 150 научных работ. Область научных интересов: отрывные и струйные течения, управление процессами обтекания летательных аппаратов.  
e-mail: kaluginvt@bmstu.ru

**Назарова Динара Камилевна** — канд. техн. наук, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов — аэродинамика струйных и отрывных течений, управление процессами обтекания летательных аппаратов.  
e-mail: dknazarova@bmstu.ru

**Петух Вадим Павлович** — аспирант 2-го года обучения кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов — нестационарная и вычислительная аэродинамика.  
e-mail: petukhvp@student.bmstu.ru

## **Experimental study of an aircraft model rotating in the angle of attack plane at the subsonic flow**

© V.T. Kalugin, D.K. Nazarova, V.P. Petukh

Bauman Moscow State Technical University,  
Moscow, 105005, Russian Federation

*As of today, one of the urgent tasks in cosmonautics lies is narrowing impact areas of the launch vehicle detachable parts to ensure their alienation. In order to more accurately predict the impact areas position, the detachable parts aerodynamic characteristics should be included in their flight mathematical model taking into account rotation of such parts. To obtain these characteristics, it is required to develop a special experimental base making it possible to test the rotating models. Therefore, a setup was created allowing determination of the aerodynamic loads on a model rotating in the angle of attack plane in the oncoming flow. This setup was used to conduct debugging experiments on a cylindrical model with the head bluntness. Dependences of drag on the model's angle of attack were obtained with its rotation at the angular velocities of 5 and 10 deg/s. Similar dependencies were also obtained by numerical simulation of the experiments performed in the FlowVision computational gas dynamics software package. Calculated and experimental data were compared demonstrating that the created setup provided reliable results; it could be introduced in further parametric study of the rotating model aerodynamics.*

**Keywords:** *rotating body aerodynamics, unsteady aerodynamics, experimental aerodynamics, wind tunnel*

### REFERENCES

- [1] Zhiteley Shakhtinskogo evakuiruyut iz-za padeniya stupeney rakety “Soyuz-2.1.b” [Residents of Shakhtinsky are evacuated due to the falling rocket stages of “Soyuz-2.1b”]. *TASS*. Available at: <https://tass.ru/proisshestviya/18457215> (accessed August 20, 2023).
- [2] Meshkov N.A., Valtseva E.A., Kharlamova E.N., Kulikova A.Z. Realnye i mnimye posledstviya raketno-kosmicheskoy deyatelnosti dlya zdorovya naseleeniya [Real and unreal backlashes of aerospace activity for the health of population residing near areas of fall of being separated parts of carrier rockets]. *Gigiena i sanitariya — Hygiene and Sanitation*, 2015, no. 7, pp. 117–122.
- [3] Dzhulamanov T.D., Serikbaeva G.K., Rsybetov B.A., Kalybekova N.I. Prioritetnye napravleniya ratsionalnogo ispolzovaniya zemelnykh resursov v respublike Kazakhstan [Priority directions of rational use of land resources in the Republic of Kazakhstan]. *Moskovskiy ekonomicheskij zhurnal — Moscow Economic Journal*, 2023, no. 4, pp. 120–146.
- [4] Arsenyev V.N., Kazakov R.R., Fadeev A.S. Obespechenie padeniya otrabotavshikh chastey rakety-nositelya v zadannye rayony pri puskakh s novykh startovykh ploshchadok [On providing the launch vehicle separated elements falling into assigned ground area during the launches from the new launch pads]. *Trudy MAI*, 2012, iss. 58. Available at: [mai.ru/publications/index.php?ID=33415](http://mai.ru/publications/index.php?ID=33415) (accessed August 21, 2023).
- [5] Polyakov P.P. Upravlenie otdelyemymi chastyami raket-nositeley s tselyu sokrashcheniya rayonov padeniya [Control of detachable parts of launch vehicles in order to reduce the impact areas]. *Lesnoy Vestnik — Forestry Bulletin*, 2015, no. 3, pp. 90–94.

- [6] Eliseikin S.A., Podrezov V.A., Poluarshinov A.M., Shirshov N.V. Problemnye voprosy rayonov padeniya otdelyayushchikhsya chastey raket-nositeley [Problematic issues of calculating fall areas of separated parts of the launch vehicles]. *Trudy Voenno-kosmicheskoy akademii im. A.F. Mozhayskogo — Proceedings of the Mozhaisky Military Space Academy*, 2016, no. 655, pp. 107–113.
- [7] Translyatsiya zapuska avtomaticheskoy stantsii “Luna-25” [Broadcast of launching the automatic station “Luna-25”]. *YouTube*. Available at: <https://www.youtube.com/live/cgi2pIFrnW4?si=qdb0cRNItOD8lw6> (accessed August 20, 2023).
- [8] Smith L.H., Nunn R.H. *Aerodynamic Characteristics of an Axisymmetric Body Undergoing a Uniform Pitching Motion*. Defense Technical Information Center, 1975, 99 p.
- [9] Montividas R., Reisenhel P., Nagib H. The scaling and control of vortex geometry behind pitching cylinders. In: *2nd Shear Flow Conference, March 13–16, 1989, Tempe, AZ, USA*. AIAA Meeting Papers. <https://doi.org/10.2514/6.1989-1003>
- [10] Kalugin V.T., Lutsenko A.Yu., Stolyarova E.G., Khlupnov A.I. *Aerodinamicheskie truby dozvukovykh i sverkhzvukovykh skorostey* [Wind tunnels of subsonic and supersonic speeds]. Moscow, BMSTU Publ., 2004, 28 p.
- [11] Aksenov A.A. FlowVision: Industrialnaya vychislitel'naya gidrodinamika [FlowVision: Industrial computational fluid dynamics]. *Kompyuternye issledovaniya i modelirovanie — Computer Research and Modeling*, 2017, no. 1, pp. 5–20.

**Kalugin V.T.**, Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Dynamics and Control of the Rocket and Spacecraft Flight, BMSTU; author of more than 150 scientific papers. Scientific interests: separated and jet flows, control of the flow processes around an aircraft. e-mail: kaluginvt@bmstu.ru

**Nazarova D.K.**, Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Dynamics and Control of the Rockets and Spacecraft Flight, BMSTU. Scientific interests: aerodynamics of jet and separated flows, control of the flow processes around an aircraft. e-mail: dknazarova@bmstu.ru

**Petukh V.P.**, 2nd year Postgraduate, Department of Dynamics and Control of Rockets and Spacecraft Flight, BMSTU. Scientific interests: unsteady and computational aerodynamics. e-mail: petukhvp@student.bmstu.ru