

УДК 533.6.011

СТРУЙНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПАРАМЕТРАМИ ОБТЕКАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ РАЗЛИЧНЫХ НАЗНАЧЕНИЙ

А.Ю. ЛУЦЕНКО, Е.Г. СТОЛЯРОВА, П.А. ЧЕРНУХА

Статья представлена доктором технических наук, профессором Калугиным В.Т.

Определено влияние на интерференционные явления и аэродинамические характеристики ЛА различных конструктивных параметров струйных органов управления (количество струй, направление вдува, геометрические характеристики сопел, их взаимное положение и т.д.), и выработаны рекомендации по оптимальному использованию струйной инжекции в качестве способа управления обтеканием ЛА.

Ключевые слова: струйные органы управления, инжекция, блочные струи, аэродинамические характеристики, сверхзвуковой поток, коэффициент усиления, коэффициент тяги.

Введение

Одними из наиболее эффективных органов управления (ОУ), позволяющими направленно изменять аэродинамические характеристики ЛА на всей траектории полета, включая малые скорости движения (на старте) и в разреженной атмосфере, являются струйные органы управления (СОУ). Под струйными комбинированными будем понимать все органы управления, использующие эффекты от истечения газа через отверстия (сопла) в виде струй. Среди многообразия ОУ их выделяет наличие рабочего тела (струи), вдуваемого из летательного аппарата в окружающее пространство.

Структура течения около ОУ в значительной степени зависит от формы ЛА и условий их движения. Поэтому в дальнейшем выделены два вида наиболее часто встречающихся форм: сегментно-затупленные тела малого удлинения (например, космические спускаемые аппараты) и конические тела (капсулы, ракетные блоки).

На рис. 1 иллюстрируются схемы управления такими ЛА с применением наиболее характерных вариантов указанных разновидностей ОУ полетом.

Для каждой формы ЛА и конструктивной схемы СОУ при вдуве струй в поток реализуется определенная структура течения, включающая элементы струйных и отрывных течений (внутренние и внешние контактные разрывы, области отрыва, присоединения, смещения и т.д.). Характерные структуры таких течений показаны в работах авторов [1; 3-6]. В настоящей статье приведены зависимости аэродинамических коэффициентов и коэффициентов усиления, которые наглядно иллюстрируют эффективность применения различных способов струйного управления.

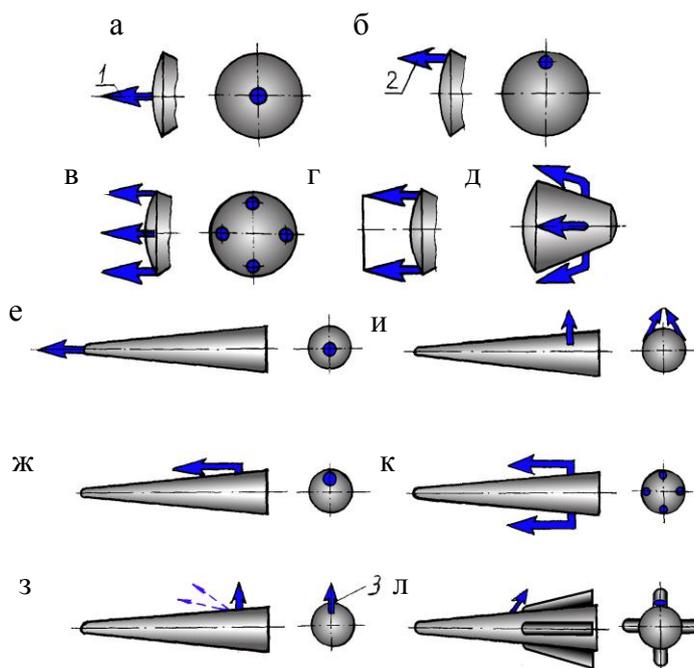


Рис. 1. Схемы выдува управляющих струй

На рис. 2 для различных вариантов струйного торможения ЛА сегментно-сферической формы представлены зависимости полного коэффициента продольной силы $C_{x\Sigma} = C_x + C_p$, учитывающего составляющие от перераспределения давления при выдуве за счет аэродинамической интерференции (C_x) и тяги струи, от коэффициента тяги C_p при $\alpha = 0$.

Выдувом центральной струи во встречный поток управляют продольной силой ЛА. Воздействие струи проявляется в значительном снижении давления на обтекаемой поверхности. Чем больше давление торможения в струе p_{0j} , а следовательно, и ее интенсивность J_{p0} , тем значительнее это снижение. На распределение

давления заметное влияние оказывают скорости истечения струи и набегающего потока: величина давления вблизи струи на лобовой поверхности уменьшается с увеличением числа M_j , т.е. сверхзвуковая струя гораздо сильнее снижает давление, чем звуковая [1; 2]. При оценке эффективности воздействия струи как средства управления сопротивлением необходимо учитывать реактивную силу, обусловленную истечением газа из сопла и направленную в сторону, обратную движению ЛА. В соответствии с этим наличие струи способствует росту сопротивления. Так как сопротивление при увеличении интенсивности струи уменьшается, а реактивная сила пропорциональна расходу газа через сопло, то существует оптимальный режим работы сопла, обеспечивающий наименьшее сопротивление (кривая 1 на рис. 2).

Блочные СОУ, расположенные как в лобовой части ЛА, так и в кормовой, более эффективны для торможения, чем одиночные двигатели при прочих равных расходных характеристиках. При разнотяговой работе таких блочных тормозных двигательных установок (ТДУ) имеет место не только торможение, но и управление боковым движением ЛА.

Обсуждение результатов экспериментальных исследований

Полученные авторами экспериментальные данные по вдуву встречных блочных струй в широких диапазонах изменения конструктивных параметров управляющих двигателей, характеристик инжектируемого и невозмущенного потоков показали, что диапазон существования

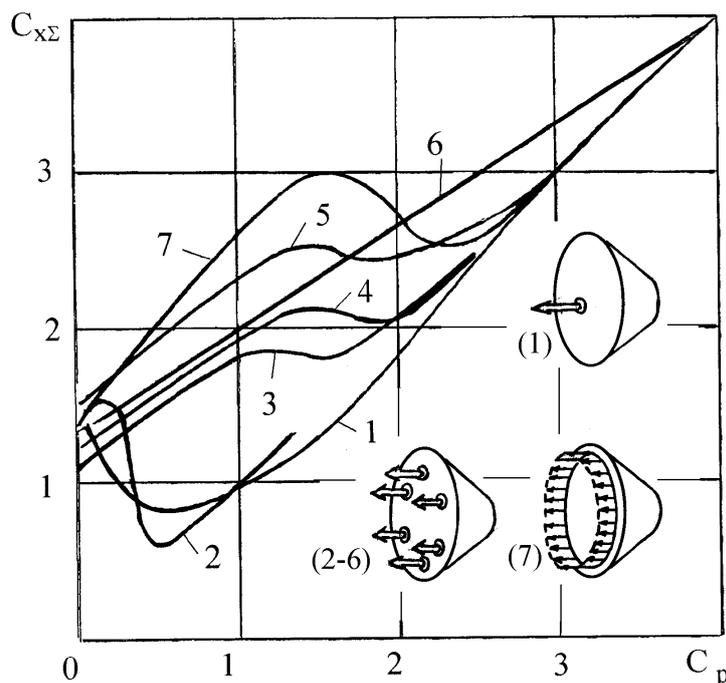


Рис. 2. Зависимость $C_{x\Sigma}$ от коэффициента тяги C_p для ЛА сегментно-сферической формы при различных схемах торможения:

№ кривой	1	2	3	4	5	6	7
N	1	4	3	4	3-6	12	Кольцо
M_∞	2,0	5,35	1,5	3,03	4,04	4,04	2,95
M_j	4,3	2,98	4,3	4,11	1,0-3,4	1,0	1,0
\bar{D}_c	—	0,425	0,8	0,367	0,846	0,846	0,9
Автор	[2]	НИИТП	[2]	МГТУ	[3-6]	[3-6]	[4]

той или иной структуры или режима течения зависит от следующих факторов: геометрических параметров инжектируемых струй (l_c – расстояние до центрального скачка уплотнения в одиночной струе; d_c – диаметр бочки струи) и их количества N ; геометрических параметров моделей (относительного радиуса затупления лобовой поверхности модели \bar{R}_3 ; угла между направлением выдува струи и продольной осью модели, "разноса" сопел $\bar{D}_c = D_c / D$, где D_c – диаметр окружности, по которой расположены выходные отверстия сопел, и кратчайшего расстояния между соседними соплами l_{\min}); величины отхода головного скачка уплотнения в отсутствие выдува от поверхности модели S_0 .

По результатам анализа экспериментальных данных выявлено пять возможных структур обтекания [1; 4; 6]. Моменты трансформации структур течения, объясняющие качественное изменение аэродинамических характеристик ЛА, оцениваются по соотношениям между l_c и S_0 , d_c и l_{\min} .

Для всех режимов истечения струй блочные ТДУ (кривые 2 – 6) для торможения оказываются эффективнее одиночной струи (рис. 2). На режимах малой тяги (режим малоинтенсивных струй – $d_c < l_{\min}$ и $l_c < S_0$) аэродинамические коэффициенты C_x для компоновок с различным количеством сопел незначительно отличаются друг от друга, а величина C_x несколько меньше C_{x0} за счет разрежения, создаваемого инжектируемыми струями, причем уменьшение коэффициента C_x тем значительней, чем больше струй и чем меньше параметр \bar{D}_c , так как увеличивается площадь области с пониженным давлением на периферии лобового экрана.

Если расстояние между струями достаточно велико (струи не взаимодействуют между собой), то при увеличении интенсивности выдува возрастает их глубина проникновения и при некотором значении C_p^* струи "пробивают" головной скачок уплотнения и автономно взаимодействуют с набегающим потоком, играя роль "газодинамических игл" – режим проникновения струй ($l_c \approx (1,5...2)S_0$). Происходит трансформация структуры обтекания и резкое уменьшение коэффициента C_x . Такая трансформация в основном происходит при $C_p \approx 1,2-1,5$. Исключение составляют условия истечения, соответствующие кривой 2, для которой уже при $C_p \approx 0,1$; $l_c \approx S_0$ структура течения неустойчива и сопровождается некоторым повышением коэффициента C_x – нестационарный режим течения. При дальнейшем увеличении C_p наступает режим "проникновения" струй.

Для компоновки, состоящей из большого числа сопел, резкого уменьшения аэродинамической составляющей коэффициента продольной силы не наблюдается, так как в этом случае реализуются только режимы малоинтенсивных блочных и локально взаимодействующих струй ($d_c > l_{\min}$) (кривая 6).

Если уменьшить количество сопел в блоке или увеличить их "разнос", то при условии получения того же значения тяги ТДУ увеличатся диаметр выходного сечения сопел и расстояние между ними – возможна трансформация структуры течения к режиму "проникновения" струй, которая наступает тем раньше, чем меньше число сопел N .

При истечении струй из кольцевой ТДУ возможно наличие двух режимов течения в зависимости от интенсивности струи J_{p0} [4]. Если глубина проникновения струи l невелика, то перед лобовой поверхностью образуется открытая отрывная область, давление по поверхности лобового экрана выравнивается и становится близким к давлению в точке полного торможения, в результате коэффициент продольной силы C_x от перераспределения давления по лобовому обтеканию несколько возрастает по сравнению с бесструйным обтеканием.

С увеличением J_{p0} глубина проникновения струи l возрастает, и в некоторый момент происходит смыкание кольцевой струи с образованием замкнутой застойной области на лобовой поверхности ЛА. Этот процесс происходит скачкообразно и сопровождается резким уменьшением аэродинамической составляющей коэффициента C_x . При этом $C_{x\Sigma} \approx C_p$ (рис. 2, кривая 7). Перестройка одного типа взаимодействия в другой вызывает ударную нагрузку на конструкцию ЛА. Кроме того, резко снижается эффективность торможения.

Отдельное место занимают СОУ, расположенные у донного среза ЛА конической формы, струи которых инжектируются перпендикулярно набегающему потоку. Их применение направлено в первую очередь на создание требуемого балансирующего угла атаки $\alpha_{\text{бал}}$ и управление движением летательного аппарата в плоскости угла тангажа. Однако для обеспечения большей "полезности" управления с точки зрения использования СОУ, а также повышения маневренности ЛА оказывается недостаточным использование одиночных струй (моноструй), поэтому становится необходимым применение двух и более СОУ, расположенных в одной плоскости, перпендикулярной продольной оси ЛА.

Ниже проведен сравнительный анализ эффективности применения различных схем инжекции струй с поверхности конических тел. В качестве показателя эффективности выбран коэффициент усиления $K_y = 1 + \Delta Y / P_y$ (P_y – вертикальная составляющая тяги СОУ; ΔY – приращение нормальной силы, обусловленной наличием области повышенного давления в зоне отрывного течения), в зависимости от обобщенного параметра $\overline{\rho V^2} = \frac{\rho_j V_j^2}{\rho_\infty V_\infty^2}$, представляющего

собой отношение количества движения струи на единицу эффективной площади сопла, отнесенное к соответствующему количеству движения набегающего потока (невозмущенного при инжекции с плоской поверхности или конического при вдуве струй с поверхности конуса).

Результаты, представленные на рис. 3, получены на основе обработки данных работ [7-11] и настоящего исследования по инжекции различных вариантов (моно, дипольных, параллельных, пересекающихся) струй.

Как видно из графика, на значение коэффициента усиления оказывают влияние степень кривизны обтекаемой поверхности и структура отрывного течения, определяемая формой сопел инжекции и расстоянием между ними, а также параметрами набегающего и инжектируемого потоков. Так, при выдуве газа с поверхности пластины из сопел инжекции круглой формы при увеличении расстояния b_Σ между ними K_y увеличивается в пределах сохранения

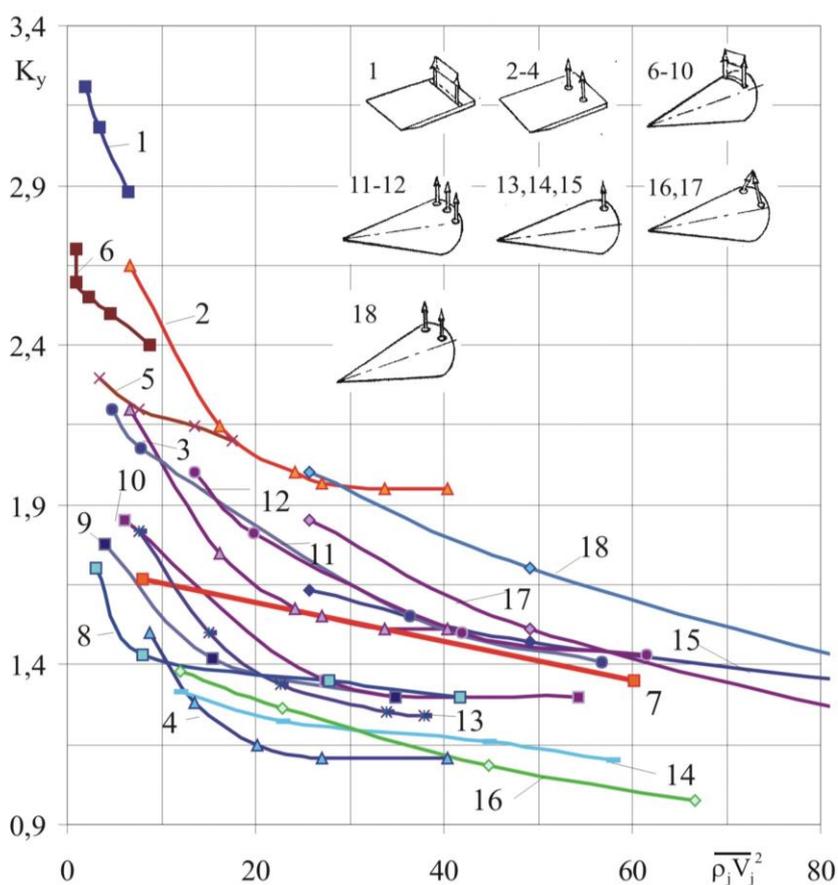


Рис. 3. Эффективность применения различных схем инжекции:

№ кривой	1	2-5	6	7-12	13	14	15	16	17-18
M_∞	2,6	3	5,8	6	6	3,02	5,12	3,02	5,12
β_k	—	—	7°	9°	12,5°	6°	6°	6°	6°

общей области отрывного течения перед инжектируемыми потоками (кривые 2 и 3 рис. 3).

Дальнейший рост расстояния b_Σ приводит к формированию двух автономных областей отрыва с понижением значения K_y (кривая 4 рис. 3).

При инъекции газа с поверхности тел вращения наличие ее кривизны приводит к снижению K_y вследствие поперечного растекания газа. Такой эффект наблюдается независимо от формы сопел выдува. В частности, для щелевого выдува, как видно из рис. 3, при фиксированном значении $\overline{\rho V^2}$ коэффициент усиления оказывается ниже по сравнению с выдувом с поверхности пластины (кривые 1, 6 – 10). Аналогичный эффект был получен при инъекции газа из отверстий круглой формы (кривые 5, 13 – 15).

В случае выдува через щелевое отверстие, варьируя его геометрическими размерами, можно существенно изменять значение K_y . Так, при небольших протяженности и ширине отверстия (кривая 7), когда область отрывного течения не распространяется на противоположную соплу выдува поверхность конуса, параметр K_y оказывается выше, чем при обтекании моноструи, инжектируемой из круглого отверстия эквивалентной площади (кривая 13). Дальнейший рост размеров сопла (увеличение его ширины или протяженности) приводит к снижению коэффициента усиления (кривые 8 – 10). Щелевое сопло может быть заменено несколькими круглыми соплами, равными ему по площади. В этом случае важным оказывается угол разнесения сопел φ , в зависимости от которого происходит перераспределение давления в областях отрыва потока, изменение степени растекания газа по поверхности и, следовательно, изменение аэродинамических характеристик. В частности, при замене щелевого сопла тремя отверстиями при сохранении их общей протяженности, равной протяженности щели, эффективность их использования возрастает (кривые 9, 12 и 10, 11 рис. 3). Это связано с образованием протоков в пространстве между инжектируемыми струями, некоторым сокращением геометрических размеров возмущенных областей и, как следствие, уменьшением степени растекания газа по боковой поверхности ЛА.

С увеличением числа Маха набегающего потока степень перетекания уменьшается, и преимущественно обладают дипольные струи. Повысить эффективность применения дипольных струй можно, изменяя угол их выдува, т.е. используя сонаправленные струи (кривые 16 или 17, $d_j/b_\Sigma = 0,1$; угол встречи инжектируемых потоков 60°). Такая схема выдува обеспечивает, с одной стороны, наличие меньшего протока в пространстве между струями, что приводит к повышению давления в области отрывного течения и увеличению ее размеров, а с другой, к трансформации формы эквивалентного препятствия и снижению размеров возмущенной зоны.

Заключение

Таким образом, исследование различных методов активного торможения ЛА, проведенные как у нас в стране, так и за рубежом, показали, что более эффективными являются блочные и кольцевые тормозные двигательные установки по сравнению с одиночным двигателем. Однако использование кольцевых сопел может оказаться затруднительным из-за конструктивных сложностей их выполнения и достаточно высоких расходов инжектируемого вещества на торможение. Для управления боковым движением высокоскоростных летательных аппаратов целесообразно использовать схемы СОУ с системой струй, конструктивные параметры которых определяются геометрическими размерами ЛА и скоростями их обтекания.

ЛИТЕРАТУРА

1. Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Столярова Е.Г., Голубев А.Г. [и др.]. *Научные основы технологий XXI века* / под общ. ред. А.И. Леонтьева, Н.Н. Пилюгина, Ю.В. Полежаева. М.: УНПЦ "Энергомаш", 2000. 136 с.

2. Jarvinen P.J., Adams R.H. Effects of retrorockets on the aerodynamic characteristics of conical aeroshell planetary entry vehicles. *AIAA Paper*. 1970. № 219. 13 p.

3. Калугин В.Т., Луценко А.Ю. Активное торможение КЛА в атмосферах планет с использованием блочной тормозной двигательной установки // *ИВУЗ. Авиационная техника*. 1991. № 4. С. 3-8.
4. Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Афанасьев А.А. Эффективность струйных методов торможения СА в атмосферах планет // *Вестник МГТУ*. 1992. № 2. С. 19-28.
5. Калугин В.Т., Луценко А.Ю. Расчет и моделирование аэродинамических характеристик космических аппаратов при струйном торможении на этапе спуска в атмосфере планет // *Вестник МГТУ*. 1994. № 3. С. 71-87.
6. Калугин В.Т., Луценко А.Ю. Экспериментальные исследования обтекания спускаемых аппаратов при струйном управлении аэродинамическими характеристиками // *Изв. РАН, серия Механика жидкости и газа*. 1996. № 3. С. 115-125.
7. Глаголев А.И., Зубков А.И., Панов Ю.А., Тыныбеков А.К. Отрывные течения перед двумя поперечными струями в сверхзвуковом потоке // *Деп. рук. ВИНТИ*. 1985. № 4358-85. 32 с.
8. Barber J., Staylor W.F. Investigation of secondary jets on a cone at Mach number of 6 // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 1966. Vol. 3. № 10. Pp.1554-1555.
9. Заккей, Калариз, Сейкелл. Экспериментальное исследование взаимодействия поперечной звуковой струи с гиперзвуковым потоком // *Ракетная техника и космонавтика*. 1968. № 6. С. 164-174.
10. Калугин В.Т., Чернуха П.А. Аэродинамическая эффективность управления процессами обтекания конических тел при инъекции дипольных струй // *Оборонная техника*. 2002. № 1-2. С. 102-105.
11. Глаголев А.И., Зубков А.И., Панов Ю.А., Тыныбеков А.К. Структура течения за поперечной струей в сверхзвуковом потоке // *Деп. рук. ВИНТИ*. 1985. № 4357-85. 30 с.

JET CONTROL OF FLOW PARAMETERS NEARBY FLYING VEHICLES OF VARIOUS PURPOSES

Lutsenko A.Yu., Stolyarova E.G., Chernuha P.A.

Influence of various design data of jet controls (amount of jets, a direction of injection, geometrical characteristics of nozzles, their mutual position, etc.) on flow structure and flying vehicles aerodynamic characteristics is defined and recommendations on optimum use of jet injection as a way of control of flow near flying vehicles are developed.

Keywords: jet controls, injection, block jet, aerodynamic characteristics, supersonic flow, gain coefficient, thrust coefficient.

REFERENCES

1. Kalugin V.T., Lucenko A.Ju., Stoljarova E.G., Golubev A.G. [i dr.]. *Nauchnye osnovy tehnologij HHI veka*. pod obshh. red. A.I. Leont'eva, N.N. Piljugina, Ju.V. Polezhaeva. M.: UNPC "Ehnergomash". 2000. 136 p. (In Russian).
2. Jarvinen P.J., Adams R.H. Effects of retrorockets on the aerodynamic characteristics of conical aeroshell planetary entry vehicles. *AIAA Paper*. 1970. № 219. 13 p.
3. Kalugin V.T., Lucenko A.Yu. Aktivnoe tormozhenie KLA v atmosferah planet s ispol'zovaniem blochnoj tormoznoj dvigatel'noj ustanovki. *IVUZ. Aviacionnaya tekhnika*. 1991. № 4. Pp. 3-8. (In Russian).
4. Kalugin V.T., Lucenko A.Yu., Afanasjev A.A. Jefferktivnost' strujnyh metodov tormozhenija SA v atmosferah planet. *Vestnik MGTU*. 1992. № 2. Pp. 19-28. (In Russian).
5. Kalugin V.T., Lucenko A.Yu. Raschet i modelirovanie ajerodinamicheskikh harakteristik kosmicheskikh apparatov pri strujnom tormozhenii na jetape spuska v atmosfere planet. *Vestnik MGTU*. 1994. № 3. Pp. 71-87. (In Russian).
6. Kalugin V.T., Lucenko A.Yu. Jeksperimental'nye issledovanija obtekanija spuskaemyh apparatov pri strujnom upravlenii ajerodinamicheskimi harakteristikami. *Izv. RAN, serija Mehanika zhidkosti i gaza*. 1996. № 3. Pp. 115-125. (In Russian).
7. Glagolev A.I., Zubkov A.I., Panov Yu.A., Tihnihbekov A.K. Otryvnye techenija pered dvumja poperechnymi strujami v sverhzvukovom potoke. *Dep. ruk. VINITI*. 1985. № 4358-85. 32 p. (In Russian).
8. Barber J., Staylor W.F. Investigation of secondary jets on a cone at Mach number of 6 // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 1966. Vol. 3. № 10. Pp.1554-1555.
9. Zakkeyj, Kalariz, Seyjkell. Jeksperimental'noe issledovanie vzaimodejstvija poperechnoj zvukovoj strui s giperzvukovym potokom. *Raketnaya tekhnika i kosmonavtika*. 1968. № 6. Pp. 164-174. (In Russian).
10. Kalugin V.T., Chernukha P.A. Ajerodinamicheskaja jefferktivnost' upravlenija processami obtekanija konicheskikh tel pri inzhekcii dipol'nyh struj. *Oboronnaya tekhnika*. 2002. № 1-2. Pp. 102-105. (In Russian).
11. Glagolev A.I., Zubkov A.I., Panov Yu.A., Tihnihbekov A.K. Struktura techenija za poperechnoj struej v sverhzvukovom potoke. *Dep. ruk. VINITI*. 1985. № 4357-85. 30 p. (In Russian).

Сведения об авторах

Луценко Александр Юрьевич, 1964 г.р., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана (1987), кандидат технических наук, доцент кафедры динамики и управления полетом ракет и космических аппаратов МГТУ им. Н.Э. Баумана, автор более 60 научных работ, область научных интересов – аэрогазодинамика струйных и отрывных течений.

Столярова Елена Глебовна, окончила МАИ им. С. Орджоникидзе (1971), кандидат технических наук, доцент кафедры динамики и управления полетом ракет и космических аппаратов МГТУ им. Н.Э. Баумана, автор более 60 научных работ, область научных интересов – нестационарная аэродинамика, отрывные и струйные течения.

Чернуха Полина Алексеевна, окончила МГТУ им. Н.Э. Баумана (2001), кандидат технических наук, доцент кафедры динамики и управления полетом ракет и космических аппаратов МГТУ им. Н.Э. Баумана, автор более 40 научных работ, область научных интересов – отрывные и струйные течения, управление процессами обтекания летательных аппаратов.