

УДК 621.45.054.82

## Особенности динамических характеристик комбинированных струйных органов управления летательными аппаратами

Зеленцов Вал. В.<sup>1,\*</sup>, Зеленцов Вик. В.<sup>1</sup>

\*[dean@sm.bmstu.ru](mailto:dean@sm.bmstu.ru)

<sup>1</sup>МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

---

Приведены результаты экспериментальных исследований динамических характеристик комбинированных струйных органов управления летательными аппаратами. Установлены некоторые отличия характеристик области возмущенного течения, образующейся при динамическом струйном воздействии на сверхзвуковой поток, от характеристик при стационарном взаимодействии. Предложено аппроксимировать область взаимодействия в структуре системы управления аperiodическим звеном, постоянная времени которого зависит от параметров сносящего потока. Установлено, что при ограниченных размерах области возмущенного течения, влиянием ее на динамические характеристики системы управления в целом можно пренебречь.

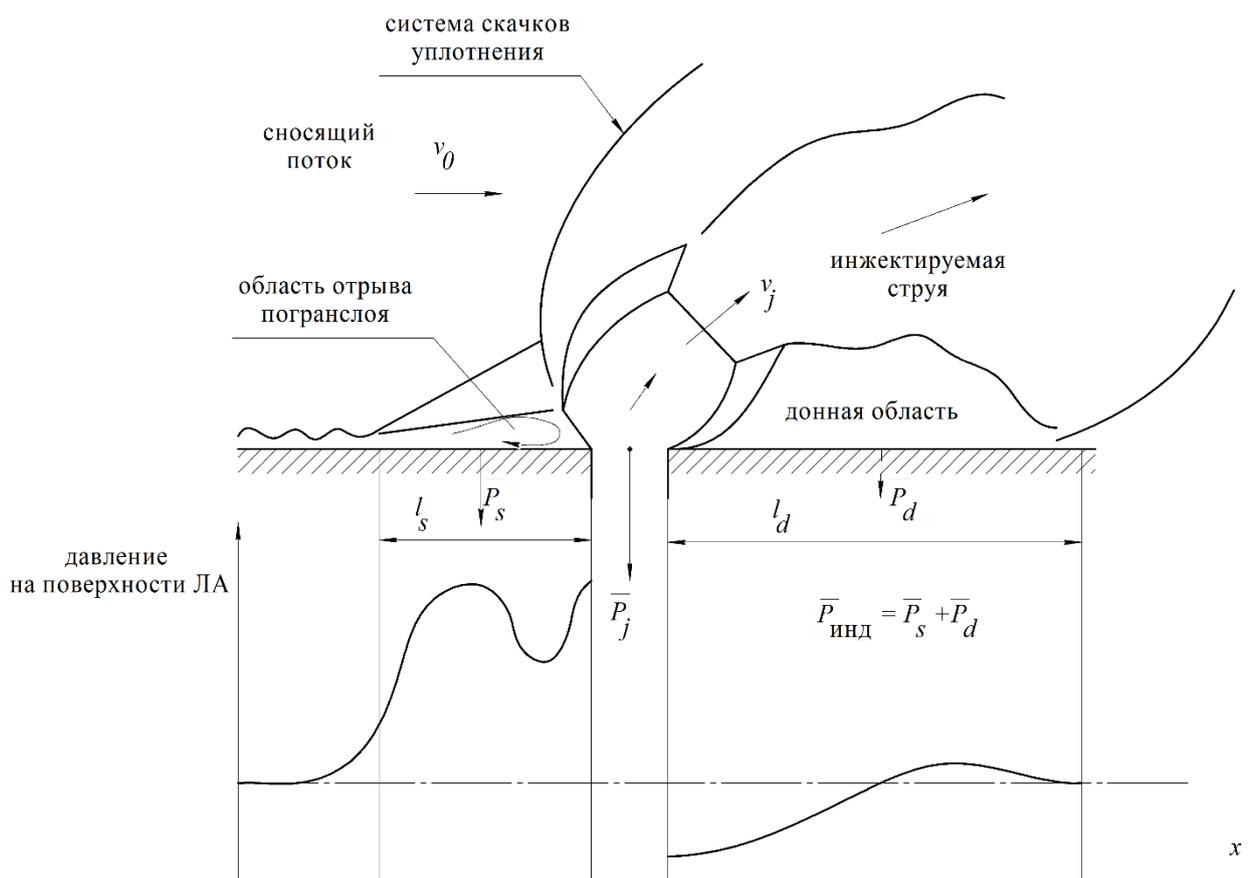
**Ключевые слова:** динамические характеристики, органы управления, летательный аппарат, сносящий поток, струя, область возмущенного течения, усилие, клапан, газоподводящий тракт

---

### Введение

В настоящее время уделяется большое внимание разработке летательных аппаратов с высокими сверхзвуковыми и гиперзвуковыми скоростями движения в атмосфере. Большими перспективами при решении этой задачи обладают комбинированные струйные органы управления (КСОУ), обеспечивающие создание управляющих усилий в результате взаимодействия вторичного потока газа или жидкости, инжектируемых в сносящий поток газа в сопле ракетного двигателя, или воздуха на поверхности летательного аппарата. Тяговое усилие КСОУ представляет собой сумму тяги устройства инжекции ( $\bar{P}_j$ ) и неуравновешенного усилия, создаваемого в возмущенной области течения сносящего потока, возникающей в результате его взаимодействия со вторичным потоком ( $\bar{P}_{\text{инд}}$ ) [1,3] (рис. 1).

$$\bar{P}_{\text{оу}} = \bar{P}_j + \bar{P}_{\text{инд}}. \quad (1)$$



**Рис. 1.** Структура течения при инъекции струи в сверхзвуковой сносящий поток

В результате можно получить усилия с удельным импульсом, значительно превышающим аналогичную характеристику устройства инъекции.

В системе управления летательного аппарата КСОУ выступают в роли исполнительного элемента и, следовательно, влияют на её характеристики. Это требует оценки динамических характеристик КСОУ как элемента системы управления. Большинство конструктивных схем КСОУ включает источник инжектируемого рабочего тела (газогенератор), газоподводящий тракт (трубопровод и регулятор расхода) и область взаимодействия поперечной струи со сносящим потоком.

### Исследование динамических характеристик КСОУ

При условии, что газогенератор обеспечивает постоянное давление на входе в газоподводящий тракт, динамические характеристики будут определяться трубопроводом, регулятором расхода и процессами в области возмущенного течения.

Наименее исследованы, в известной литературе, динамические характеристики области взаимодействия. С целью ликвидации этого пробела на кафедре СМ-6 МГТУ им. Н.Э. Баумана были проведены экспериментальные исследования, позволившие определить реакцию этой области на переменное во времени возмущение и установить особенности течения (гистерезисные явления, запаздывания, динамические добавки).

Исследования проводились как при выдуве газовой струи на плоскую пластину в сверхзвуковой воздушный поток, так и при вдуве в сверхзвуковую часть сопла. Схема эксперимента приведена на рис. 2.

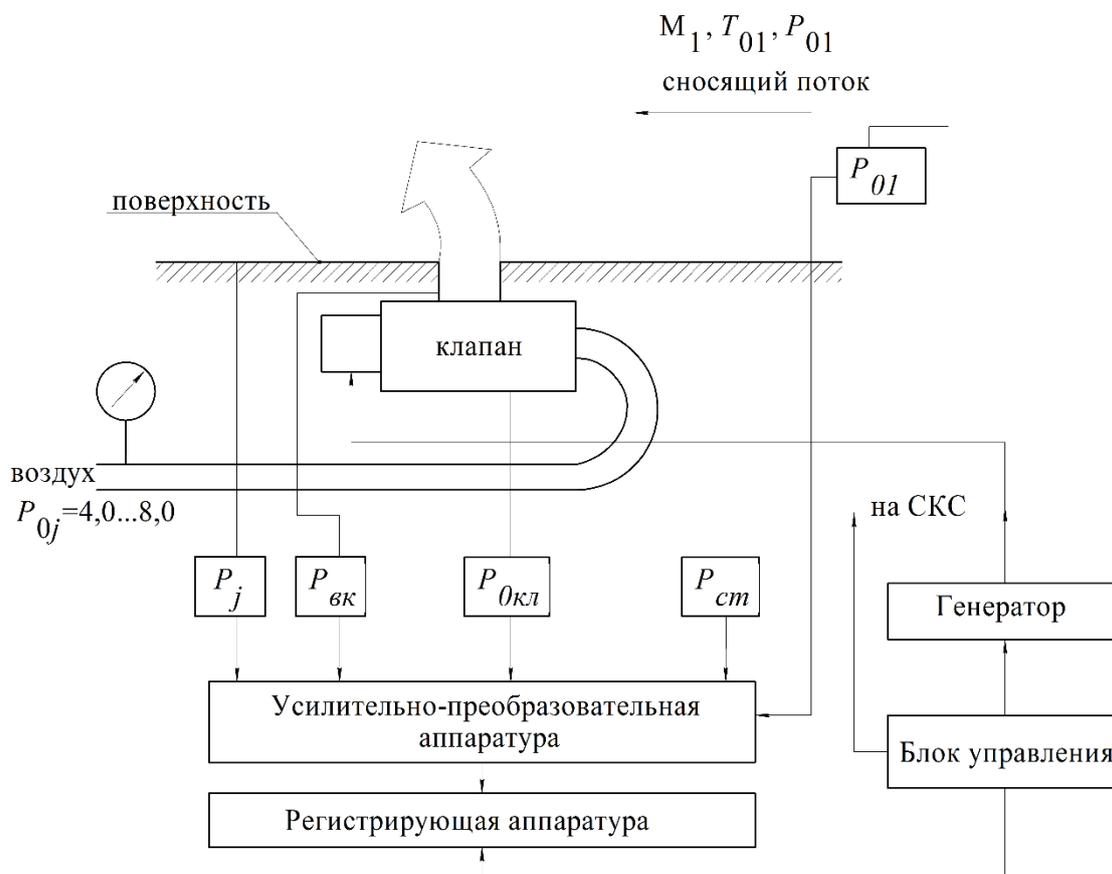


Рис. 2. Схема эксперимента

В исследуемых моделях определялись параметры сносящего потока:

- давление торможения  $P_{01}$ ;
- статическое давление на твердой поверхности  $P_i, P_{ст}$ ;
- число Маха  $M_1$ ;
- давление питания клапана  $P_{окл}$ ;
- давление в выходном канале клапана  $P_{вк}$ .

В качестве регулятора расхода использовались клапаны, работавшие в релейном режиме и обеспечивавшие надежную работу в диапазоне частот  $f = 0...70$  Гц при давлениях до  $P_{0jmax}=12$  МПа. Клапаны обеспечивают постоянный расход инжектанта с переходным процессом: для участка повышения давления  $\tau_1 = 0,005$  с, для участка понижения  $\tau_2 = 0,02$  с.

Синхронизированная регистрация вышперечисленных параметров и скоростная киносъемка при различных частотах переключения струи позволили получить результаты, характеризующие динамику образования возмущенного течения:

- в диапазоне исследованных частот пульсаций область возмущенного течения формируется практически без запаздывания. Длительность подъема и спада давления на выходе из клапана не зависит от частоты переключения, и характер изменения  $P(t)$  соответствует аperiодическому закону (рис. 3). Очевидно, время формирования области возмущенного течения, в рассматриваемых масштабах, существенно меньше времени нарастания давления.

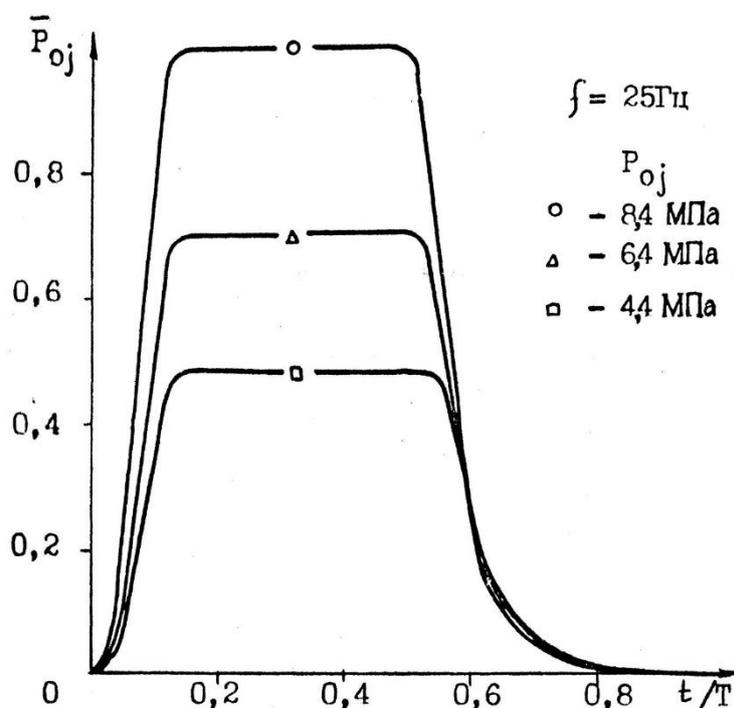


Рис. 3. Давление на выходе из клапана

- Размер и форма границ области возмущенного течения на участке  $P_{0j} = const$  не зависит от пульсации струи (рис. 4).

- Наблюдаются высокочастотные колебания границы возмущенного течения с частотой  $\sim 700 \dots 1000 \text{ Гц}$  и амплитудой, близкой к размеру толщины пограничного слоя.

- Распределение статического давления в возмущенной области на твердой поверхности на участке  $P_{0j} = const$  в пределах точности измерений совпадает со стационарным полем [2,4,5,6].

- На переходных участках нарастания и спада давления имеет место отклонение распределения давления на твердой поверхности и размерах области возмущенного течения по сравнению с установившимся режимом течения.

Характер распределения давления на твердой поверхности существенно зависит от величины и направления градиента давления на выходе из клапана. На участках малых нерасчетностей ( $n = \frac{P_{0j}}{P_1} = 30 \dots 60$ ) при нарастании и спаде давления продольные размеры возмущенной области и уровни статического давления заметно сближаются: при

нарастании уровень давления перед струей выше (за струей – ниже), а длина возмущенной области ( $l_s$ ;  $l_d$ ) больше, чем при спаде давления (рис. 5).

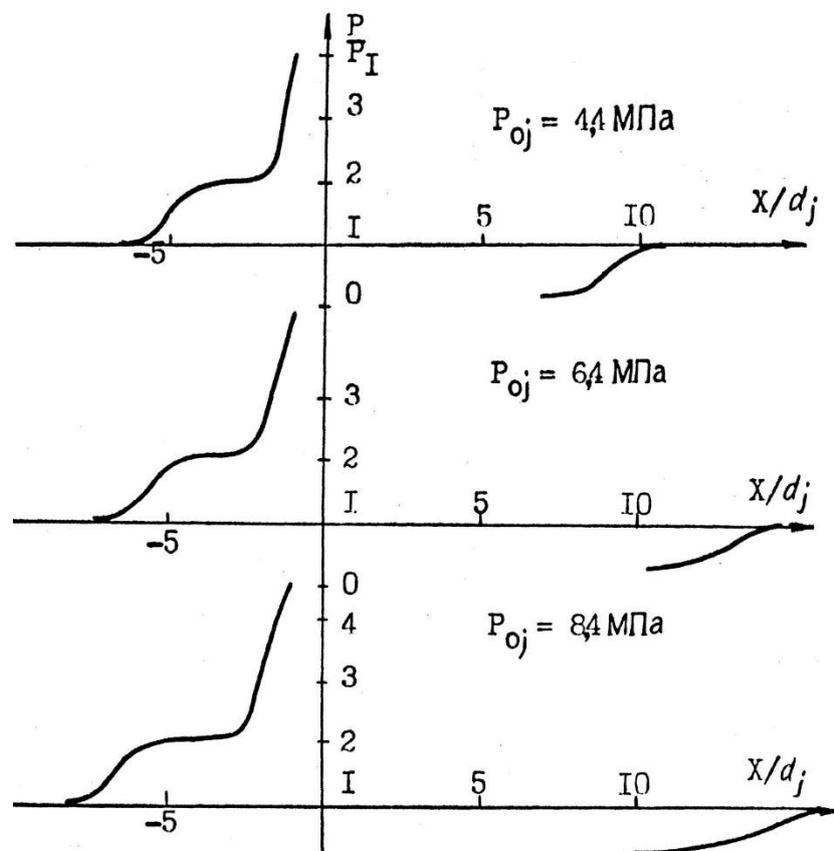


Рис. 4. Стационарное распределение давления

На участках средних нерасчетностей ( $n = 60...180$ ) и максимальных  $n$  распределение давления на пластине сильно отличается от стационарного. При нарастании давления уровень давления в окрестностях струи выше. При спаде давления уровень давления вблизи линии отрыва ниже, а в окрестностях струи практически равен стационарному значению. Различия в длинах зоны отрыва лежат в пределах ошибки измерения.

В зоне течения за струей размер  $l_d$  при нарастании давления близок к стационарному, а уровень давления несколько выше. При спаде – резко различаются размеры  $l_{dt} > l_{d0}$ , а уровень давления выше стационарного (рис. 5).

По времени прохождения границы области между соседними дренажными точками можно оценить скорость распространения возмущения перед струей ( $\varphi = 0^\circ$ ) и за струей ( $\varphi = 180^\circ$ ) при известных характеристиках сносящего потока ( $T_{01} = 273 \text{ К}$ ,  $M_1 = 3$ ). При нарастании давления скорость движения границы перед струей оценивается в пределах  $v_s \cong 12..15 \text{ м/с}$ , за струей  $v_d \cong 25..30 \text{ м/с}$ . При спаде давления  $v_s \cong 10 \text{ м/с}$ ,  $v_d \cong 40 \text{ м/с}$ .

Анализ результатов экспериментальных исследований позволяет сделать определенные выводы о динамических характеристиках области возмущенного течения.

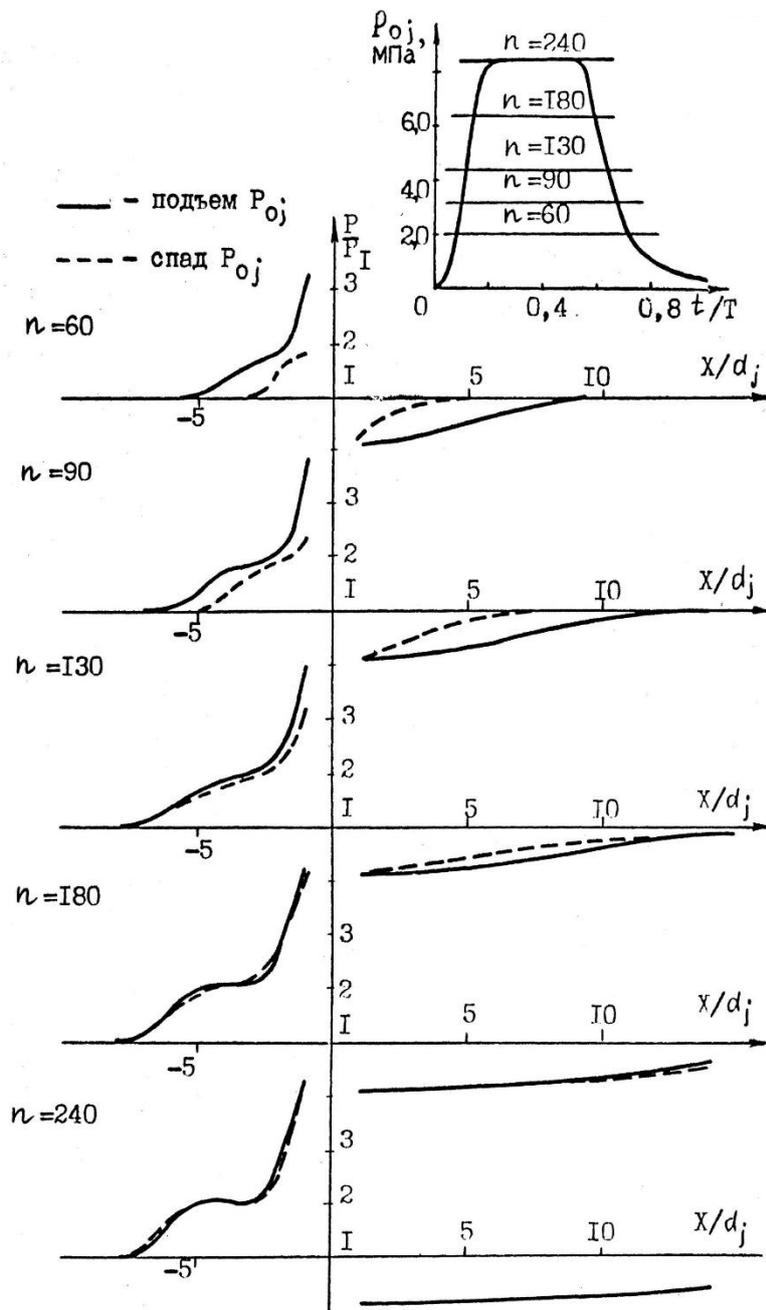


Рис. 5. Мгновенное распределение давления

Динамические характеристики области возмущенного течения зависят от масштаба создаваемой силы и, в первую очередь, от характеристики сносящего потока. Высокочастотные колебания границы области имеют незначительную амплитуду и при оценке динамики силы  $\bar{P}_{инд}$  ими можно пренебречь. Зависимость давления в области возмущенного течения от направления изменения препятствия имеет разные знаки при нарастании и спаде, поэтому в первом приближении, учитывая относительно малое время этих периодов, при интегральной оценке силы  $\bar{P}_{инд}$  это явление можно не учитывать. Однако при высокой частоте изменения препятствия этого делать нельзя.

Возможно сделать вывод, что реакция течения (размеры и давление) осуществляется на масштаб препятствия и скорость его изменения. Тогда, например, для продольного размера зоны отрыва перед препятствием можно записать уравнение

$$T \frac{d\Delta l_s}{dt} + \Delta l_s = \tau \frac{d\Delta h}{dt} + \frac{l_{s0}}{h_0} \Delta h, \quad (2),$$

где  $\tau$  - коэффициент пропорциональности, связывающий изменение размера  $l_s$  со скоростью изменения препятствия,  $T$  - время установления стационарного размера  $T = \frac{l_{s0}}{v_{\text{воз}}}$ .

Передаточная функция в этом случае усложняется введением дифференцирующего звена. В простейшем случае можно описать изменение размера при мгновенном выдвигании препятствием простым аperiodическим звеном [7]

$$l_s(t) = l_{s0} \left(1 - e^{-\frac{3t}{T}}\right). \quad (3)$$

Системы управления, где возможно использование КСОУ, могут работать в различных режимах изменения управляющей силы: плавном, релейном, импульсным. Следовательно, влияние динамики зоны возмущенного течения будет проявляться только на переходных режимах. Степень их влияния зависит от динамических характеристик регулятора расхода.

В проведенных экспериментах регулятор обеспечивал время нарастания давления  $\tau_1 = 0,005$  с по закону, близкому к аperiodическому. Следовательно, изменение во времени характерного размера препятствия можно записать в виде:

$$h(t) = h_{\text{max}} \left(1 - e^{-\frac{3t}{\tau_1}}\right). \quad (4)$$

Тогда продольный размер зоны отрыва течения (и другие размеры) определяется следующей зависимостью:

$$l_s(t) = l_{s\text{max}} \left(1 - e^{-\frac{3t}{\tau_1}}\right) \left(1 - e^{-\frac{3t}{T}}\right). \quad (5)$$

Постоянная времени  $T = \frac{l_{s0}}{v_{\text{воз}}}$  и для условий эксперимента будет составлять величину  $T \cong 0,002$  с. Учитывая, что  $\tau_1 > T$ , можно полагать, что при построении переходного процесса влияние динамики отрывного течения будет незначительным. Увеличение масштаба области возмущенного течения вызовет увеличение постоянной времени  $T$ , что приведет к более заметному влиянию динамики возмущенного течения на выходные характеристики [7].

Можно утверждать, что скорость перемещения границ области возмущенного течения зависит от величины скорости возвратного течения в зоне отрыва пограничного слоя. Эта скорость составляет 10...20% от скорости набегающего потока и для условий эксперимента лежит в пределах 100..600 м/с. Однако при переходе горячий газ абсолютные значения скоростей возрастают пропорционально значению скорости звука  $a = \sqrt{KRT_1}$  [8,9]. Например, при температуре торможения сносящего потока 2700 К и

использовании продуктов сгорания твердого топлива (увеличение  $R$ ) скорость  $v_{\text{воз}}$  возрастает в 3...4 раза, что приведет к уменьшению значений времени установления течения в возмущенной области.

## Выводы

1. Приведенные результаты исследований динамических характеристик КСОУ показывают, что при частотах изменения инжектируемой струи до 70 Гц характеристики зоны взаимодействия, в основном, носят квазистационарный характер.

2. Наибольшие отклонения наблюдаются на переходных участках, причем они достигают максимума на участках с максимальной скоростью изменения давления инъекции.

3. Учитывая оценки быстродействия параметров области возмущенного течения, можно утверждать, что при оценке динамических характеристик КСОУ достаточно ограничиваться учетом динамических характеристик газогенератора и газоподводящего тракта, быстродействие которых, как правило, значительно ниже.

4. Полученные результаты могут быть использованы при проектировании сверхзвуковых и гиперзвуковых летательных аппаратов различного назначения при определении соответствия характеристик системы управления требованиям технического задания.

5. Достоверность полученных результатов обеспечена подбором измерительных датчиков давления, обладающих соответствующими динамическими характеристиками, их тарировкой перед экспериментами и сравнением результатов измерения давлений с данными скоростной киносъемки.

## Список литературы

1. Зеленцов В.В. Комбинированные струйные органы управления ракет и снарядов // Полет. 2000. № 2. С. 10-16.
2. Зеленцов В.В., Нестеров А.А., Породенко В.В., Шишков А.А. Экспериментальное исследование сопла Лаваля с несимметричным вдувом газа // Известия АН СССР. Механика жидкости и газа. 1981. № 2. С. 188-193.
3. Калугин В.Т. Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов: учеб. пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. 688 с.
4. Луценко А.Ю., Столярова Е.Г., Чернуха П.А. Струйное управление параметрами обтекания летательных аппаратов различных назначений // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 212. С. 38-43.
5. Луценко А.Ю., Назарова Д.К. Численное и экспериментальное моделирование транс- и сверхзвукового обтекания возвращаемого аппарата в условиях блочного струйного торможения // Международная конференция «XVII Харитоновские тематические научные чтения» (Саров, Россия, 23-27 марта 2015 г.): тез. докл. Саров, 2015.

6. Луценко А.Ю., Назарова Д.К. Экспериментальное и численное моделирование обтекания спускаемого аппарата в трансзвуковом потоке при отсутствии и наличии блочного струйного торможения // Инженерный вестник. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2014. № 12. С. 168-177. Режим доступа: <http://engbul.bmstu.ru/doc/750279.html> (дата обращения 01.10.2015).
7. Юревич Е.И. Теория автоматического управления. СПб.: БХВ-Петербург, 2007. 560 с.
8. Roy C.J., Blottner F.G. Review and assessment of turbulence models for hypersonic flows // Progress in Aerospace Sciences. 2006. Vol. 42, iss. 7-8. P. 469-530. DOI: [10.1016/j.paerosci.2006.12.002](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2006.12.002)
9. Baumgartner M.L. Turbulence Structure in a Hypersonic Boundary Layer: PhD Thesis. Princeton University, 1997.

## Special Aspects of Dynamic Properties of Combination Jet Effectors for Flying Vehicle Control

Val.V. Zelencov<sup>1,\*</sup>, Vik.V. Zelentsov<sup>1</sup>

\*[dean@sm.bmstu.ru](mailto:dean@sm.bmstu.ru)

<sup>1</sup>Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

---

**Keywords:** dynamic characteristics, effectors, flight vehicle, crossflow, disturbed flow region, force, valve, gas-feed circuit

---

The paper considers an experimental study of special aspects of disturbed flow region dynamics that is formed when an injected high-pressure gas jet interacts with a supersonic crossflow of gas nearby a surface of a nozzle or a plate. The study objective was to determine a difference of the pressure distribution in the region and its sizes under dynamic action from stationary flow characteristics.

The experiment involved measuring pressure distribution on the surface of a nozzle or a plate along with high-speed filming of the flow.

The study has revealed that the difference in size of the disturbed flow region and the flow distribution is observed only in transition segments: under injected jet stagnation pressure increase or decrease. The region is formed with a time lag close to zero under pulsation frequencies used. The disturbed flow region size and boundary shape and pressure distribution in constant pressure segment are independent of jet pulsation.

It was determined that the dynamic properties (i.e. time of formation) of disturbed flow region depend of induced force and crossflow properties.

Disturbed flow region size behavior in time domain can be represented by an aperiodic element with a time constant significantly smaller than that of the gas-feed circuit.

The results gained make it possible to state that in assessing dynamic properties of combination jet effectors it is sufficient to take into account gas generator and gas-feed circuit which response is significantly slower than that of the disturbed flow region.

The recommendations based on the study results can be used for supersonic and hypersonic flying vehicle design.

### References

1. Zelentsov V.V. Combination jet effectors for rockets and projectiles. *Polet*, 2000, no. 2, pp. 10-16. (in Russian).

2. Zelentsov V.V., Nesterov A.A., Porodenko V.V., Shishkov A.A. Experimental investigation of laval nozzles with gas blown asymmetrically. *Izvestiya AN SSSR. Mekhanika zhidkosti i gaza*, 1981, no. 2, pp. 188-193. (English version of journal: *Fluid Dynamics*, 1981, vol. 16, iss. 2, pp. 312-317. DOI: [10.1007/BF01090369](https://doi.org/10.1007/BF01090369) ).
3. Kalugin V.T. *Aerogazodinamika organov upravleniya poletom letatel'nykh apparatov* [Air dynamics of flight control effectors of flying vehicles]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2004. 688 p. (in Russian).
4. Lutsenko A.Yu., Stolyarova E.G., Chernuha P.A. Jet control of flow parameters nearby flying vehicles of various purposes. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2015, no. 212, pp. 38-43. (in Russian).
5. Lutsenko A.Yu., Nazarova D.K. Numeric and experimental simulation of transonic and supersonic flow-around of reentry vehicle under conditions of block jet-thrust braking. *Mezhdunarodnaya konferentsiya "17 Kharitonovskie tematicheskie nauchnye chteniya": tez. dokl.* [Abstr. of the 17<sup>th</sup> Khariton Topical Scientific Readings], Sarov, Russia, 23-27 March, 2015. (in Russian, unpublished).
6. Lutsenko A.Yu., Nazarova D.K. Experimental and numeric simulation of descent of reentry module flow-around in transonic flow in presence of block jet-thrust braking. *Inzhenernyi vestnik MGTU im. N.E. Baumana = Engineering Herald of the Bauman MSTU*, 2014, no. 12, pp. 168-177. Available at: <http://engbul.bmstu.ru/doc/750279.html> , accessed 01.10.2015. (in Russian).
7. Yurevich E.I. *Teoriya avtomaticheskogo upravleniya* [Automatic control theory]. St. Petersburg, BKhV-Peterburg Publ., 2007. 560 p. (in Russian).
8. Roy C.J., Blottner F.G. Review and assessment of turbulence models for hypersonic flows. *Progress in Aerospace Sciences*, 2006, vol. 42, iss. 7-8, pp. 469-530. DOI: [10.1016/j.paerosci.2006.12.002](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2006.12.002)
9. Baumgartner M.L. *Turbulence Structure in a Hypersonic Boundary Layer. PhD Thesis*. Princeton University, 1997.