

**ТЕПЛОВЫЕ, ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГОУСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ /  
THERMAL, ELECTRIC ROCKET ENGINES AND POWER PLANTS OF AIRCRAFT**

DOI: <https://doi.org/10.18454/ENGIN.2023.1.4>

**РАЗГОН И ТОРМОЖЕНИЕ ГАЗОВОГО ПОТОКА ПРИ РАЗЛИЧНЫХ ВОЗДЕЙСТВИЯХ НА НЕГО**

Научная статья

**Емельянов Д.А.<sup>1,\*</sup>, Елисеев С.Я.<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>ORCID : 0009-0007-9136-0456;

<sup>1,2</sup> Военно-воздушная академия им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина, Воронеж, Российская Федерация

\* Корреспондирующий автор (dimon8-8[at]mail.ru)

**Аннотация**

Рассмотрены воздействия на газовый поток при его движении в элементах конструкции авиационных двигателей летательных аппаратов. Представлены возможные воздействия на поток, среди которых геометрическое, расходное, тепловое, механическое воздействия и воздействие трения. Проанализированы частные уравнения применительно к каждому виду воздействия. Приведено физическое влияние эффекта каждого воздействия на поток для его разгона и торможения. Исследовано влияние каждого из воздействий на характер изменения скорости дозвукового и сверхзвукового потоков. Указаны практические реализации воздействий на поток в различных двигателях летательных аппаратов. Показана необходимость учёта одновременного воздействия нескольких влияний на течение газа в элементах газотурбинного двигателя.

**Ключевые слова:** сопло, газовый поток, разгон, диффузор, число Маха.

**ACCELERATION AND DECELERATION OF THE GAS FLOW UNDER DIFFERENT INFLUENCES**

Research article

**Emelyanov D.A.<sup>1,\*</sup>, Eliseev S.Y.<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>ORCID : 0009-0007-9136-0456;

<sup>1,2</sup> Air Force Academy named Prof. N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation

\* Corresponding author (dimon8-8[at]mail.ru)

**Abstract**

The effects on the gas flow during its movement in the elements of aircraft engines construction are examined. Possible effects on the flow are presented, among which are geometric, flow, thermal, mechanical and friction effects. Partial equations are analysed in relation to each type of effect. The physical influence of the effect of each influence on the flow for its acceleration and deceleration is presented. The influence of each of the effects on the character of velocity change of subsonic and supersonic flows is studied. Practical implementations of effects on the flow in various aircraft engines are specified. The necessity of taking into account the simultaneous effect of several influences on the gas flow in the elements of a gas turbine engine is shown.

**Keywords:** nozzle, gas flow, acceleration, diffuser, Mach number.

**Введение**

В общем случае при движении газового потока на него может быть оказаны следующие воздействия: механическое, тепловое, расходное, геометрическое. Перечисленные воздействия относятся к внешним. Кроме того, при движении потока трение рассматривается как внутреннее воздействие.

В элементах конструкции авиационных двигателей летательных аппаратов газовый поток, используемый в качестве рабочего тела, подвержен целому ряду воздействий. Таковыми являются геометрическое, тепловое, механическое, расходное воздействия и воздействие трения [1], [2]. Геометрическое влияние ( $F \neq \text{const}$ ) объясняется тем, что рабочая часть конструктивных элементов обычно представляет собой канал (или сочетание каналов) с различными площадями поперечных сечений. Тепловое ( $q_{\text{внеш}} \neq 0$ ) и механическое ( $l_{\text{внеш}} \neq 0$ ) воздействия имеют место при наличии энергообмена между потоком газа и окружающей средой, осуществляемого соответственно в форме теплоты и работы. Расходное воздействие ( $G = \text{const}$ ) будет происходить тогда, когда от потока отбирается или к нему подводится какая-то масса газа. И, наконец, влияние трения ( $l_{\text{тр}} \neq 0$ ) имеет место всегда, так как трение является неотъемлемым процессом при течении газового потока, обладающего свойством вязкости.

**Основные результаты**

Рассмотрим движение идеального газа, полагая, что поток подвергается геометрическому, тепловому, механическому, расходному воздействиям и влиянию трения, т.е. полагаем, что  $F \neq \text{const}$ ;  $q_{\text{внеш}} \neq 0$ ;  $l_{\text{внеш}} \neq 0$ ;  $G \neq 0$ ;  $l_{\text{тр}} \neq 0$  [3].

При указанных условиях динамика идеального газа описывается следующими формулами [4]:

1) обобщенным уравнением Бернулли

$$-vdp = cdc + dl_{\text{внеш}} + dl_{\text{тр}};$$

2) уравнением сохранения энергии

$$dq_{\text{внеш}} = c_p dT + cdc + dl_{\text{внеш}};$$

3) уравнением неразрывности газового потока

$$G = \frac{cF}{v}$$

которое после логарифмирования и последующего дифференцирования примет вид

$$\frac{dG}{G} = \frac{dF}{F} + \frac{dc}{c} - \frac{dv}{v}$$

4) уравнением состояния идеального газа Клапейрона  $p\nu=RT$ , которое после логарифмирования и последующего дифференцирования примет вид

$$\frac{dp}{p} + \frac{dv}{v} = \frac{dT}{T}$$

Проведя совместное решение указанных четырех уравнений, получим соотношение:

$$(M^2 - 1) \frac{dc}{c} = \frac{dF}{F} - \frac{dG}{G} - \frac{k-1}{a^2} dq_{\text{внеш}} - \frac{1}{a^2} dl_{\text{внеш}} - \frac{k}{a^2} dl_{\text{тр}} . \quad (1)$$

В уравнении (1) левая часть содержит число Маха (M) потока и относительное изменение скорости газового потока. В правой же части представлены возможные влияния на поток, среди которых соответственно геометрическое, расходное, тепловое, механическое воздействия и влияние трения. Приведённое уравнение позволяет проанализировать влияние каждого из воздействий на характер изменения скорости дозвукового (при  $M < 1$ ) и сверхзвукового (при  $M > 1$ ) потоков. Рассмотрим особенности влияния каждого из воздействий. При этом условимся: рассматривая влияние одного из воздействий, остальные полагаем отсутствующими. При этих условиях общее уравнение (1) будет трансформироваться в частные уравнения применительно к каждому виду воздействия.

Влияние геометрии на газовый поток достигается путем изменения площади поперечного сечения канала вдоль проточной части.

Для описания данного воздействия применим уравнение (1). Здесь  $dF \neq 0$ , а остальные воздействия считаются отсутствующими, т.е.  $dG=0$ ;  $dq_{\text{внеш}}=0$ ;  $dl_{\text{внеш}}=0$ ;  $dl_{\text{тр}}=0$ . Следовательно, будем иметь

$$(M^2 - 1) \frac{dc}{c} = \frac{dF}{F} . \quad (2)$$

Полученное частное уравнение (2) выражает связь между скоростью движения газа и влиянием геометрии канала на поток.

Геометрическое воздействие на газовый поток широко используется в ГТД и других технических устройствах.

Расходное воздействие на поток осуществляется путем подвода к потоку извне или отвода от него вовне части газа.

Для описания данного воздействия применим уравнение (1). Здесь  $dG \neq 0$ , а остальные воздействия отсутствуют, т.е.  $dF=0$ ,  $dq_{\text{внеш}}=0$ ;  $dl_{\text{внеш}}=0$ ;  $dl_{\text{тр}}=0$ . Следовательно, будем иметь

$$(M^2 - 1) \frac{dc}{c} = -\frac{dG}{G} . \quad (3)$$

Уравнение (3), являясь частным, выражает связь между скоростью движения газа с расходным влиянием на газовый поток.

Поскольку по условию рассмотрения расходного воздействия геометрическое воздействие отсутствует, то, взяв интеграл от выражения  $dF=0$ , получим  $F = \text{const}$ , указывающее на то, что расходное сопло представляет собой канал с неизменными площадями поперечных сечений по его длине, в частности цилиндрический канал (рис. 1).

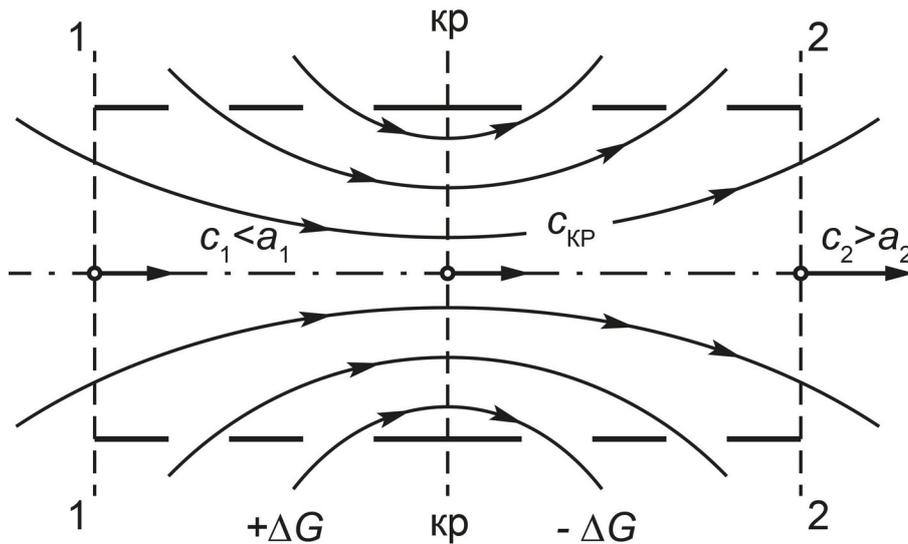


Рисунок 1 - Схема расходного сопла  
DOI: <https://doi.org/10.18454/ENGIN.2023.1.4.1>

Подвод и отвод газа в таком сопле осуществляются через перфорированные (т.е. имеющие отверстия) стенки путем создания разности давлений.

Воспользуемся уравнением (3) для анализа течения газа в расходном сопле. В силу того что сопло предназначено для разгона газового потока, то для него всегда знак  $dc$  положителен ( $dc > 0$ ). Выясним, как нужно воздействовать на

дозвуковой поток с тем, чтобы разогнать его в расходном сопле. Из уравнения следует, что при  $M < 1$  выражение в скобках будет отрицательным, т.е.  $(M^2 - 1) < 0$ . Следовательно, общий знак левой части уравнения окажется отрицательным. Чтобы уравнение в целом выполнялось, должна быть отрицательной и его правая часть. Но последняя уже имеет знак минус, поэтому общий ее знак будет положительным, т.е. будем иметь  $dG > 0$ . Отсюда следует вывод: для разгона дозвукового потока в расходном сопле к потоку извне нужно подводить газ.

Проведя аналогичные рассуждения применительно к сверхзвуковому потоку ( $M > 1$ ), приходим к выводу: для разгона сверхзвукового потока знак расходного воздействия на поток нужно изменить на обратный ( $dG < 0$ ), т.е. от потока нужно отводить часть газа вовне. В каком-то сечении расходного сопла будет иметь место соотношение  $s = a = c_{кр} = (M = M_{кр})$ , т.е. это сечение будет являться критическим.

Физически влияние эффекта расходного воздействия на поток, обеспечивающего его разгон, объясняется тем, что вначале подвод (вдув), а затем отвод (отсос) газа придают потоку профиль, эквивалентный соплу Лавала. На практике расходное воздействие имеет место в ракетных двигателях твердого топлива (РДТТ) [5]. Но здесь реализуется только разгон дозвукового потока.

Если обеспечить подачу газа со сверхзвуковой скоростью и отвод с дозвуковой, это может привести к замедлению потока.

Тепловое воздействие на газовый поток осуществляется путем подвода к потоку извне или отвода от него вовне теплоты. Для описания данного воздействия применим уравнение (1). Здесь  $dq_{внеш} \neq 0$ , а остальные воздействия отсутствуют, т.е.  $dF = 0$ ;  $dG = 0$ ;  $dl_{внеш} = 0$ ;  $dl_{тр} = 0$ . Следовательно, будем иметь

$$(M^2 - 1) \frac{dc}{c} = \frac{k-1}{a^2} dq_{внеш} . \quad (4)$$

Уравнение (4), будучи частным, выражает связь между скоростью течения газового потока с тепловым влиянием на поток. Так как в рассматриваемом случае геометрическое влияние отсутствует ( $dF = 0$ ), то тепловое сопло тоже представляет собой канал с постоянной площадью поперечного сечения ( $F = \text{const}$ ), в частности цилиндрический канал (рис. 2).

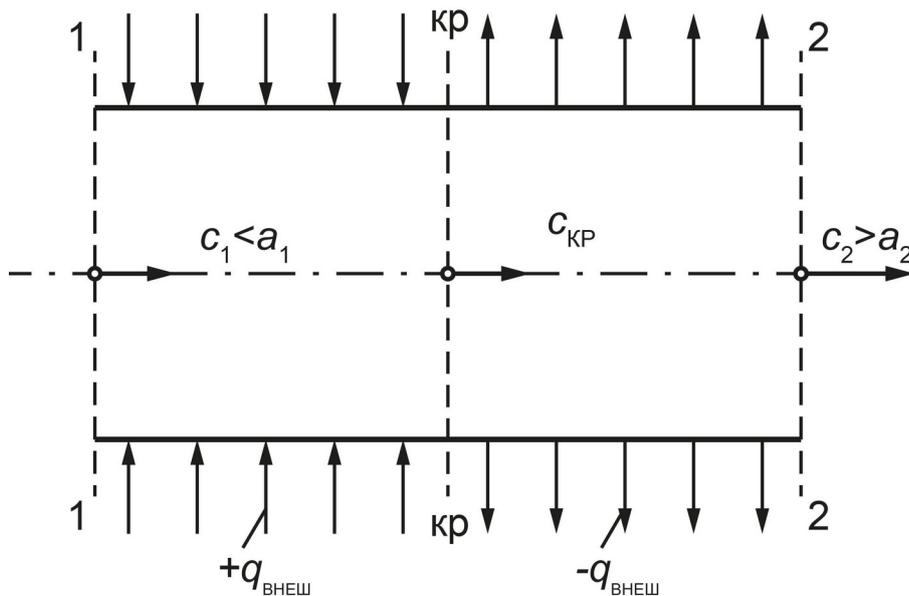


Рисунок 2 - Схема теплового сопла  
DOI: <https://doi.org/10.18454/ENGIN.2023.1.4.2>

Проанализируем течение газового потока в тепловом сопле, рассмотрев уравнение (4). Определим, какой знак теплового воздействия на дозвуковом потоке необходим для ускорения потока в тепловом сопле. В левой части уравнения член  $dc$  (для сопла) всегда положителен ( $dc > 0$ ). Выражение же в скобках для дозвукового потока ( $M < 1$ ) будет отрицательным, т.е.  $(M^2 - 1) < 0$ . Следовательно, общий знак левой части уравнения окажется отрицательным. Чтобы равенство выполнялось в целом, должна быть отрицательной и его правая часть. Но последняя уже имеет отрицательный знак, поэтому общий ее знак будет положительным, т.е. получаем  $dq_{внеш} > 0$ . Таким образом, для разгона дозвукового потока в тепловом сопле к потоку извне нужно подводить теплоту.

Проведя аналогичные рассуждения применительно к сверхзвуковому потоку ( $M > 1$ ), можно установить, что для разгона сверхзвукового потока в тепловом сопле знак теплового воздействия на поток нужно изменить на обратный ( $dq_{внеш} < 0$ ), т.е. от потока нужно отводить теплоту вовне. В каком-то сечении теплового сопла будет иметь место соотношение  $s = a = c_{кр} (M = M_{кр} = 1)$ . Это сечение будет являться критическим.

На практике тепловое воздействие на газовый поток имеет место, в первую очередь, в камерах сгорания ГТД (основных и форсажных), где осуществляется интенсивный подвод к газу (рабочему телу) располагаемой теплоты ( $q_1$ ) за счет сжигания топливовоздушной смеси [6]. В камерах сгорания поток дозвуковой, следовательно, при подводе теплоты он разгоняется.

Имеет место на практике и отвод теплоты от потока. Это происходит, например, при охлаждении элементов конструкции ГТД и жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) [7]. В первом случае в качестве охладителя используется воздух, забираемый в полете из окружающей среды, а во втором - один из компонентов топлива (горючее или окислитель). При охлаждении теплота передается от нагретого газового потока в стенку элемента конструкции, а от стенки к охладителю. Охлаждению подвергаются, естественно, элементы «горячей» части двигателей, например: газовая турбина, форсажная камера сгорания и реактивное сопло ТРДФ, ТРД, камера сгорания и реактивное сопло ЖРД и т.п. Характер влияния охлаждения элемента конструкции на течение газа в нем будет рассмотрен ниже на примере охлаждения стенок сопла Лавала.

Говоря о тепловом воздействии на поток, нужно отметить весьма важный момент, который может возникнуть при этом. Суть его в следующем. Когда теплота подается в дозвуковой поток внутри канала постоянного сечения, такого как цилиндрическая труба, поток ускоряется. Если число Маха потока достигает значения  $M=1$ , дальнейшее увеличение скорости больше не может быть вызвано добавлением теплоты (для этого необходимо было бы изменить направление воздействия, то есть отводить тепло, но в этом случае речь идет только об одном типе воздействия, положительном, то есть добавлении тепла). Возникает состояние, которое получило название тепловое заклинивание канала. В этом случае подвод теплоты после достижения потоком критической скорости приводит к уменьшению плотности газа ( $\rho$ ) и так как скорость потока не изменяется ( $c=c_{кр}=a_{кр}=\text{const}$ ), согласно уравнению неразрывности  $G=c\rho F=\text{const}$  секундный массовый расход газа через канал будет уменьшаться. Это явление называют тепловым кризисом. Данный кризис весьма нежелателен, потому что, например, в случае, когда поставлено условие сохранить расход газа, к потоку можно подвести лишь ограниченное количество теплоты.

Выше шла речь о разгоне потока путем теплового воздействия. Если подводится теплота при сверхзвуковой скорости потока и отводится его при дозвуковой скорости, то это приведет к замедлению потока.

Механическое воздействие на газовый поток осуществляется путем подвода к потоку извне или отвода от него вовне работы.

Для описания данного воздействия применим уравнение (1). Здесь  $dl_{\text{внеш}} \neq 0$ , а  $dF=0$ ;  $dG=0$ ;  $dq_{\text{внеш}}=0$ ;  $dl_{\text{тр}}=0$ . Следовательно, будем иметь

$$(M^2 - 1) \frac{dc}{c} = \frac{1}{a^2} dl_{\text{внеш}} . \quad (5)$$

Уравнение (5), являясь частным, выражает связь между скоростью движения газа с механическим влиянием на газовый поток. Прежде чем анализировать его, допустим, что работа считается положительной ( $dl_{\text{внеш}} > 0$ ), когда газ совершает работу ( $du > 0$ ), и отрицательной ( $dl_{\text{внеш}} < 0$ ), когда над газом совершается работа ( $du < 0$ ). Учтя это, из уравнения (5) следует, что если дозвуковой поток ( $M < 1$ ) совершает внешнюю работу ( $dl_{\text{внеш}} > 0$ ), то правая часть уравнения окажется отрицательной. Чтобы при этом уравнение выполнялось, должна быть отрицательной и левая часть уравнения. В левой части два множителя и чтобы она стала отрицательной, отрицательным должен быть один из них. Таким множителем является выражение в скобках  $[(M^2-1) < 0]$ , так как по условию  $M < 1$ . Следовательно, знак изменения скорости движения газового потока будет положительным ( $dc > 0$ ). Следовательно, если в дозвуковом потоке газ совершает работу, то поток при этом разгоняется. И, наоборот, при подводе внешней работы к дозвуковому потоку ( $dl_{\text{внеш}} < 0$ ) поток будет тормозиться ( $dc < 0$ ).

Если анализировать сверхзвуковой поток ( $M > 1$ ), то воздействие работы на поток будет обратным.

На практике газ совершает работу, например в турбинах ГТД, а подвод к газу работы осуществляется в компрессорах [8].

Можно представить механическое сопло (рис. 3) как комбинацию турбины и компрессора, в которых газ разгоняется до сверхзвуковой скорости. Однако создание такого сопла наталкивается на непреодолимые трудности организации работы компрессора в сверхзвуковом потоке [9].

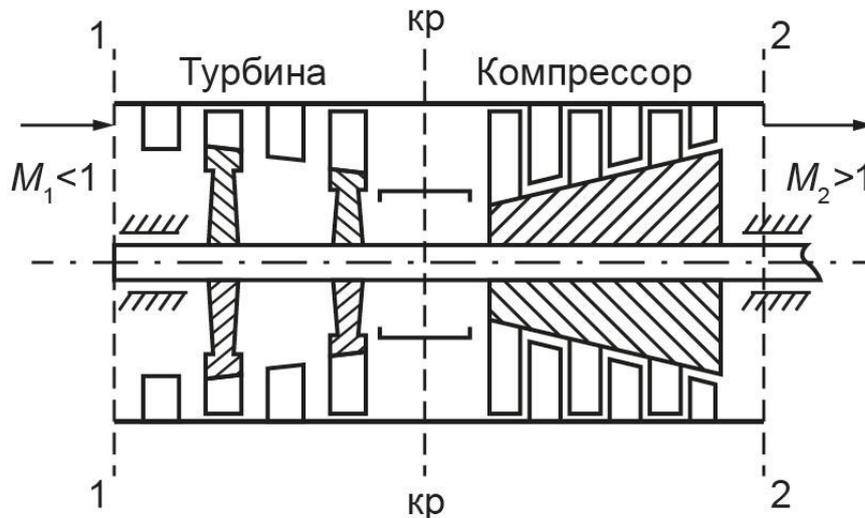


Рисунок 3 - Схема механического сопла  
DOI: <https://doi.org/10.18454/ENGIN.2023.1.4.3>

Возникновение трения при течении газа обусловлено вязкостью газа. На преодоление сил трения поток расходует часть располагаемой работы [10].

Для описания данного воздействия применим уравнение (1). Здесь  $dl_{тр} \neq 0$ , а остальные воздействия отсутствуют, т.е.  $dF=0$ ;  $dG=0$ ;  $dq_{внеш}=0$ ;  $dl_{внеш}=0$ . Следовательно, будем иметь

$$(M^2 - 1) \frac{dc}{c} = -\frac{k}{a^2} dl_{тр} \quad (6)$$

Уравнение (6), являясь частным, выражает связь между скоростью движения газа по каналу с влиянием трения на газовый поток. Проанализируем его. В приведённом уравнении работа, затрачиваемая на преодоление трения, имеет лишь один знак – она всегда положительна ( $dl_{тр} > 0$ ). Следовательно, правая часть уравнения всегда будет отрицательной. Чтобы уравнение выполнялось, должна быть отрицательной и левая часть, а это будет тогда, когда один из множителей, входящих в нее, будет отрицательным. Если рассматривать воздействие трения на дозвуковой поток ( $M < 1$ ), то отрицательным окажется выражение в скобках  $[(M^2 - 1) < 0]$ . Изменение же скорости будет положительным ( $dc > 0$ ). Последнее говорит о том, что под воздействием трения происходит разгон дозвукового потока.

Физическое воздействие трения на поток можно представить как тепловое воздействие. В соответствии с первым законом термодинамики, энергия, используемая для преодоления трения, полностью преобразуется в тепло ( $l_{тр} = q_{тр}$ ), которое затем подводится к потоку. Как было установлено ранее, подвод тепла к дозвуковому потоку приводит к увеличению его скорости. Однако, необходимо учитывать, что увеличение скорости потока под действием трения ( $dc > 0$ ) приводит к уменьшению давления ( $dp < 0$ ).

Из уравнения (6) можно увидеть, что такое снижение будет более выраженным, чем при аналогичном увеличении скорости потока без трения за счет других влияний (таких как геометрическое), что объясняется рассеянием (диссипацией) энергии в движущемся потоке с трением и проявляется в снижении полного давления газа ( $p^*$ ) вдоль длины канала (что касается полной температуры  $T^*$ , то она остается одинаковой, так как энергия, используемая для преодоления трения, преобразуется в тепло, которое затем подводится к газовому потоку).

Если рассматривать воздействие трения на сверхзвуковой поток ( $M > 1$ ), то в левой части уравнения (6) выражение, стоящее в скобках, окажется положительным  $[(M^2 - 1) > 0]$  и чтобы левая часть уравнения стала отрицательной, должно быть отрицательным изменение скорости потока ( $dc < 0$ ). Это означает, что под воздействием трения сверхзвуковой поток тормозится. Действительно, если к сверхзвуковому потоку подводить теплоту (в данном случае  $q_{тр}$ ), то, как это было установлено при рассмотрении теплового воздействия на поток, поток будет тормозиться.

В реальных условиях течения газа в элементах конструкции поток может подвергаться влиянию нескольких воздействий одновременно. При этом суммарный эффект воздействия будет зависеть от знака каждого воздействия.

### Заключение

В заключение рассмотрения воздействий на газовый поток еще раз подчеркнем, что посредством внешних воздействий на поток его можно либо разогнать ( $dc > 0$ ), либо затормозить ( $dc < 0$ ). Однако при переходе через критическую скорость, соответствующую числу Маха  $M=1$ , знак любого из перечисленных воздействия нужно изменить на противоположный.

**Конфликт интересов**

Не указан.

**Рецензия**

Все статьи проходят рецензирование. Но рецензент или автор статьи предпочли не публиковать рецензию к этой статье в открытом доступе. Рецензия может быть предоставлена компетентным органам по запросу.

**Conflict of Interest**

None declared.

**Review**

All articles are peer-reviewed. But the reviewer or the author of the article chose not to publish a review of this article in the public domain. The review can be provided to the competent authorities upon request.

**Список литературы / References**

1. Кобельков В.Н. Термодинамика и теплопередача. Учебник для вузов ВВС / В.Н. Кобельков, В.Д. Улас, Р.М. Федоров — Воронеж: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2004. — 328 с.
2. Исаев А.И. Техническая термодинамика и теплопередача / А.И. Исаев, А.А. Алексеев, А.В. Москвичев — Воронеж: ВВА, 2019. — 448 с.
3. Пурий В.Н. Таблицы и диаграммы теплофизических величин и газодинамических функций / В.Н. Пурий, А.В. Василенко — Иркутск: ИВВАИУ, 1999. — 68 с.
4. Нечаев Ю. Н. Теория авиационных двигателей / Ю. Н. Нечаев — Воронеж: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2007. — 264 с.
5. Кулагин В.В. Теория расчёта и проектирования авиационных двигателей и энергетических установок / В.В. Кулагин — Москва: Машиностроение, 2005. — 336 с.
6. Клячкин А.Л. Теория воздушно-реактивных двигателей / А.Л. Клячкин — Москва: Машиностроение, 1969. — 512 с.
7. Григорьев А.А. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок / А.А. Григорьев — Пермь: ПГТУ, 2010. — 368 с.
8. Белоусов А.Н. Основы теории, расчета и проектирования воздушно-реактивных двигателей / А.Н. Белоусов, С.К. Бочкарев, В.А. Григорьев и др. — Москва: Машиностроение, 2011. — 198 с.
9. Ахмедзянов А.М. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей / А.М. Ахмедзянов — Москва: Машиностроение, 2000. — 454 с.
10. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика / Г.Н. Абрамович — Москва: Наука, 1976. — 888 с.

**Список литературы на английском языке / References in English**

1. Kobel'kov V.N. Termodinamika i teploperedacha. Uchebnik dlja vuzov VVS [Thermodynamics and Heat Transfer. Textbook for Air Force Universities] / V.N. Kobel'kov, V.D. Ulas, R.M. Fedorov — Voronezh: VVIA named after Prof. N.E. Zhukovsky, 2004. — 328 p. [in Russian]
2. Isaev A.I. Tehnicheskaja termodinamika i teploperedacha [Technical Thermodynamics and Heat Transfer] / A.I. Isaev, A.A. Alekseev, A.V. Moskvichev — Voronezh: VVA, 2019. — 448 p. [in Russian]
3. Purij V.N. Tablitsy i diagrammy teplofizicheskikh velichin i gazodinamicheskikh funktsij [Tables and Diagrams of Thermophysical Quantities and Gas-dynamic Functions] / V.N. Purij, A.V. Vasilenko — Irkutsk: IVVAIU, 1999. — 68 p. [in Russian]
4. Nechaev Ju. N. Teorija aviatsionnyh dvigatelej [Theory of Aircraft Engines] / Ju. N. Nechaev — Voronezh: VVIA named after Prof. N.E. Zhukovsky, 2007. — 264 p. [in Russian]
5. Kulagin V.V. Teorija rascheta i proektirovanija aviatsionnyh dvigatelej i energeticheskikh ustanovok [Theory of Calculation and Design of Aircraft Engines and Power Plants] / V.V. Kulagin — Moskva: Mashinostroenie, 2005. — 336 p. [in Russian]
6. Kljachkin A.L. Teorija vozdušno-reaktivnyh dvigatelej [Theory of Air-jet Engines] / A.L. Kljachkin — Moskva: Mashinostroenie, 1969. — 512 p. [in Russian]
7. Grigor'ev A.A. Teorija, raschet i proektirovanie aviatsionnyh dvigatelej i energeticheskikh ustanovok [Theory, Calculation and Design of Aircraft Engines and Power Plants] / A.A. Grigor'ev — Perm': PGTU, 2010. — 368 p. [in Russian]
8. Belousov A.N. Osnovy teorii, rascheta i proektirovanija vozdušno-reaktivnyh dvigatelej [Fundamentals of Theory, Calculation and Design of Air-jet Engines] / A.N. Belousov, S.K. Bochkarev, V.A. Grigor'ev et al. — Moskva: Mashinostroenie, 2011. — 198 p. [in Russian]
9. Ahmedzjanov A.M. Proektirovanie aviatsionnyh gazoturbinnnyh dvigatelej [Design of Aviation Gas Turbine Engines] / A.M. Ahmedzjanov — Moskva: Mashinostroenie, 2000. — 454 p. [in Russian]
10. Abramovich G.N. Prikladnaja gazovaja dinamika [Applied Gas Dynamics] / G.N. Abramovich — Moskva: Nauka, 1976. — 888 p. [in Russian]