

## Изменение термодинамических параметров течения газа в длинном ступенчатом газопроводе

*А.В. Кулагин, С.А. Зыкин, С.В. Метлушин*

*Удмуртский государственный университет, Ижевск, Удмуртия*

**Аннотация:** Предлагается термодинамический подход, позволяющий точнее представить режимы истечения квазиустановившегося газа через длинный ступенчатый газопровод для случая равномерного течения газа. Выведена зависимость изменения функции, характеризующей значение коэффициента расхода при истечении газа из камеры бокового газоотводного устройства авиационной автоматической пушки при внезапном сужении через параметры торможения путем сравнения опытных и расчетных значений характеристик истечения пороховых газов.

**Ключевые слова:** ступенчатый газопровод, боковое газоотводное устройство, течение газа, критический режим истечения, термодинамические параметры, потери на теплоотдачу, период наполнения, расход газа, системы автоматического оружия, авиационные пушки.

Наполнение камер боковых газоотводных устройств в некоторых системах автоматического оружия происходит через длинный газопровод.

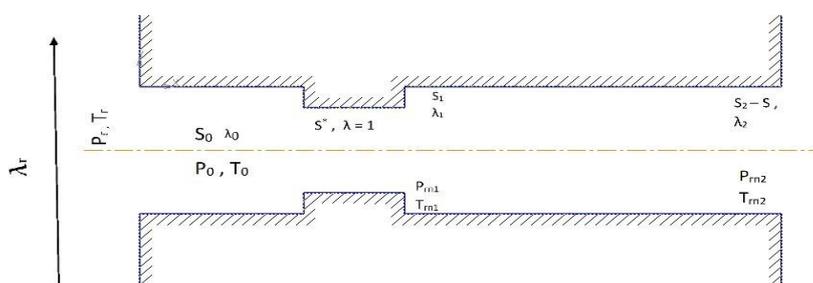


Рис. 1. -Схема длинного ступенчатого газопровода авиационной пушки

Ступенчатый газопровод состоит из входного участка сечения  $S_0$ , короткого цилиндрического участка сечения  $S^*$ , определяющего расход, и основного участка сечением  $S_1$ . Такой газопровод применен в авиационной пушке ГШ-6-23, которая и сейчас стоит на вооружении отечественной

авиации на самолетах СУ-24 и МиГ-31 и прекрасно выполняет боевые задачи. Схема представлена на рисунке 1. В частном случае газопровод состоит из одной цилиндрической части большой длины (аналогичная снятой с вооружения отечественной авиационной пушке АМ-23). Течение газа в газопроводе происходит с большой скоростью и при отношении длины к диаметру  $\frac{l_{гп}}{d_{гп}} > 10$  - значительны потери на теплоотдачу, которые можно учесть лишь приближенно.

При этом потери на теплоотдачу определяются известным законом

$$\frac{dQ_r}{dt} = \int_0^F \alpha_{гп} (T_{гп} - T_{ст}) dF, \quad (1)$$

в котором  $\alpha_{гп}$  - коэффициент теплоотдачи, F- охлаждающая поверхность, которая зависит от статической температуры газа  $T_{гп}$ , замена которой температурой торможения  $\bar{T}_{гп}$ , ведет к ошибкам при резком падении температуры.

Для равномерного течения газа принимаем допущения [1-3]:

1. Газ имеет однородный состав, термодинамические константы которого при изменении режима течения не меняются;
2. Течение газа квазиустановившееся;
3. Температура внутренней газоотводной поверхности  $T_{ст}$  одинакова по длине и по времени.

Неблагоприятные условия работы газоотводных устройств имеют место при первом выстреле. Нагрев стенки при этом не значителен и можно принять  $T_{ст}=325$  °К. Кроме уравнения (1) будем использовать известные зависимости для теплового сопла [1]:

$$\frac{T_{гп}}{T_{гп1}} = \left( \frac{1 + \lambda_1^2}{\lambda_1} \right)^2 \left( \frac{\lambda}{1 + \lambda^2} \right)^2 \frac{1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2}{1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2}; \quad (2)$$

$$\frac{q}{c_p \bar{T}_{гг1}} = \frac{(\lambda^2 - \lambda_1^2)(1 - \lambda_1^2 \lambda^2)}{\lambda_1^2 (1 + \lambda^2)^2}; \quad (3)$$

$$\frac{\bar{T}_{гг}}{\bar{T}_{гг1}} = \frac{\lambda^2}{\lambda_1^2} \left( \frac{1 + \lambda_1^2}{1 + \lambda^2} \right)^2, \quad (4)$$

в уравнениях (2) - (4):

$\lambda$ ,  $\lambda_1$ ,  $c_p$  и  $k$  - безразмерная скорость газа, в том числе по резко изменившемуся сечению, изобарная теплоемкость и показатель адиабаты.

$$q = - \frac{1}{G_r} \frac{d Q_r}{dt} \quad (5)$$

В уравнении (5)  $q$  удельная теплоотдача и теплота  $Q_r$  стенкам газопровода, секундный расход газа  $G_r$ ;

$$T_{гг} = \bar{T}_{гг} \left( 1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2 \right) \quad (6)$$

В зависимости (6) можно принять  $\bar{T}_{гг}$  равной температуре газопороховой смеси во время первого выстрела.

По зависимостям (1) - (5) получаем из уравнения (6) после дифференцирования

$$- \frac{k-1}{kAR} \frac{\alpha_{гг}}{G_r} \left( 1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2 \right) \frac{T_{гг}}{T_{гг1}} K_T dF = \frac{(1 + \lambda_1^2)^2}{\lambda_1^2} 2\lambda \frac{1 - \lambda^2}{(1 + \lambda^2)^3} d\lambda, \quad (7)$$

где  $A$ - заполняемый газом объем камеры,  $R$ - универсальная газовая постоянная, а температурный коэффициент подчиняется зависимости

$$K_T = 1 - \frac{T_{ст}}{T_{гг}}$$

Коэффициент теплоотдачи является слабой функцией температуры и по длине газопровода меняется мало. Поэтому, выражая отношение  $\frac{T_{гг}}{T_{гг1}}$  с помощью зависимости (1), получаем после интегрирования уравнения (7)

$$- \frac{k-1}{2kAR} \frac{\alpha_{гг}}{G_r} \int_0^F K_T dF = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{1 - \lambda^2}{\lambda(1 + \lambda^2) \left( 1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2 \right)} d\lambda \quad (8)$$

Величина  $K_T$  по длине газопровода меняется по линейному закону и из уравнения (8) имеем

$$f(\lambda_2) = f(\lambda) + \frac{k-1}{4kAR} \cdot \frac{\alpha_{гр}}{G_r} (k_{T_1} + k_{T_2}) F_{гр}, \quad (9)$$

где  $F_{гр}$  - полная поверхность газопровода.

Функция  $f(\lambda)$  с учетом того, что  $0 \leq \lambda \leq 1$  определится из соотношения

$$f(\lambda) = \int_0^\lambda \frac{1-\lambda^2}{\lambda(1+\lambda^2)\left(1-\frac{k-1}{k+1}\lambda^2\right)} d\lambda$$

Уравнение (9) решается совместно с уравнением (2) от  $\lambda_1$  до значений  $\lambda=\lambda_2$  и  $T_{гр}=T_{гр2}$  методом последовательных приближений. Задаемся отношением  $\frac{T_{гр2}}{T_{гр1}}$  и из уравнения (9) находим  $f(\lambda_2)$ , а с помощью уравнения

(2) подсчитываем отношение  $\frac{T_{гр2}}{T_{гр1}}$ . После конца сближений из зависимости (4)

находим отношение температур торможения  $\frac{\bar{T}_{гр2}}{\bar{T}_{гр1}}$ . Значение  $T_{гр1}$

определяется по зависимости (6), где  $\bar{T}_{гр1} = T_{гр}$ .

Исходное значение безразмерной скорости составляет  $\lambda=1$  для без ступенчатого газопровода, а при наличии уширения определяется из условия внезапного расширения потока газа по формуле для начала газопровода [4,5]

$$\lambda_1 = \frac{1}{\sigma} - \sqrt{\frac{1}{\sigma^2} - \frac{1}{\sigma} \frac{S^*}{S_1}}, \quad (10)$$

где в формуле (10)  $\sigma = 1 + \frac{k+1}{k-1} \left(1 - \frac{S^*}{S_1}\right)$ .

Определение величины  $\frac{\alpha_{гр}}{G_r}$ , входящей в уравнение (9) такое.

Коэффициент теплоотдачи находим из зависимости для вынужденного движения газа при турбулентном режиме движения [4-6]

$$\alpha_{\text{гп}} = \frac{\beta}{d^{0,2}} (\gamma_{\text{гп}} v_{\text{гп}})^{0,8}, \quad (11)$$

где  $\gamma_{\text{гп}}, v_{\text{гп}}$  - средние значения по сечению удельного веса и скорости газов;  
 $\beta$  - коэффициент согласования.

Теплоотдачу оцениваем по критерию Прандтля

$$Pr = \frac{\bar{\eta}_{\text{гп}} g c_p}{\bar{\lambda}_{\text{гп}}} \approx \frac{4k}{9k-5},$$

где  $\bar{\lambda}_{\text{гп}}, \bar{\eta}_{\text{гп}}$  - коэффициенты теплопроводности и вязкости газа.

При  $l_{\text{гп}} < 40d_{\text{гп}}$  величину  $\alpha_{\text{гп}}$  следует определять по формуле [3-6]

$$\alpha_{\text{гп}} = \frac{\beta}{d_{\text{гп}}^{0,2}} (\gamma_{\text{гп}} v_{\text{гп}})^{0,8} \frac{k_L}{0,75},$$

где  $k_L = \left(\frac{l_{\text{гп}}}{d_{\text{гп}}}\right)^{-0,054}$

Так как  $\gamma_{\text{гп}} v_{\text{гп}} = \frac{G_{\text{г}}}{S_{\text{гп}}}$ , то получаем

$$\frac{\alpha_{\text{гп}}}{G_{\text{г}}} = \frac{\beta'}{d_{\text{гп}}^{1,8}} G_{\text{г}}^{-0,2}, \quad (12)$$

где  $\beta' = 1,213\beta$ .

Отношение  $\frac{\alpha_{\text{гп}}}{G_{\text{г}}}$  в формуле (12) меняется незначительно и отношения  $\frac{T_{\text{гп2}}}{T_{\text{гп1}}}$

и  $\frac{\bar{T}_{\text{гп2}}}{\bar{T}_{\text{гп1}}}$  считаем постоянными.

Секундный расход газа при докритическом и критическом режимах истечения определяется уравнением

$$\beta = \frac{0,023}{g^{0,8}} p_r^{0,4} \frac{\bar{\lambda}_{\text{гп}}}{\bar{\eta}_{\text{гп}}^{0,8}}$$

Так как коэффициенты  $\bar{\lambda}_{гп}$ ,  $\bar{\eta}_{гп}$  зависят от температуры газа, параметр  $\beta$  будет слабой функцией температуры газа и вычисляется по средней определяющей температуре

$$T_{\text{опр}} = \frac{T_{гп1} + T_{гп2} + 2T_{ст}}{4}$$

Средние значения параметра  $\beta$ , рассчитанные для порохов автоматического оружия в размерностях кг, см, сек, приведены в таблице 1.

Таблица № 1

Зависимость коэффициента  $\beta$  от изменения температуры порохового газа

T °K	400	500	600	700	800	900	1000
$\beta \cdot 10^{-4}$	4,098	4,216	4,333	4,449	4,564	4,678	4,791
T °K	1100	1200	1300	1400	1500	1600	-
$\beta \cdot 10^{-4}$	4,903	5,014	5,124	5,233	5,341	5,448	-

$$G_r = (\mu s) k_0 \frac{p_r}{\sqrt{RT_r}} ; \quad (13)$$

$$G_r = (\mu s) k_1 \frac{p_r}{\sqrt{RT_r}}, \quad (14)$$

в которых

$$k_0 = \sqrt{kg \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}};$$

$$k_1 = \sqrt{\frac{2kg}{k-1}};$$

$$Y = \sqrt{\left( \frac{p}{p_r} \right)^{\frac{2}{k}} - \left( \frac{p}{p_r} \right)^{\frac{k+1}{k}}},$$

где  $p$ - давление в камере,  $g$ -линейный коэффициент согласования начального и конечного периодов истечения коэффициентов  $k_0$  и  $k_1$ , определяемый эмпирически.

Приведенное отверстие истечения  $\mu_s$  определим из равенства расходов (13) и (14) через сечения  $S_0$  и  $S^*$ .

При критическом режиме истечения из ствола в камеру течение газа во входной части может быть докритическим, то есть

$$G_0 = \mu_0 s_0 k_1 \frac{p_r}{\sqrt{RT_r}} Y_0 \quad (15)$$

Сравнивая зависимости (13), (14) и (15), получаем

$$\mu_s = \mu_0 s_0 \frac{k_1}{k_0} Y_0 \quad (16)$$

Запишем расходы на участках сечением  $S_0$  и  $S^*$  через параметры торможения, опираясь на формулы (13)-(16)

$$G_0 = \frac{\mu_0 s_0 k_1}{f_2(\lambda_r)} \frac{\bar{p}_r}{\sqrt{RT_r}} Y_0; \quad (17)$$

$$G^* = \frac{\mu^* s^* k_0}{f_2(\lambda_0)} \frac{\bar{p}_0}{\sqrt{RT_0}} \quad (18)$$

Приравнивая расходы в формулах (17) и (18), и полагая:  $\bar{T}_r = \bar{T}_0$ ,  $p_0 = \chi \bar{p}_r \frac{\mu^*}{f_2(\lambda_0)} = \mu_{03}$ , используя равенство (16), имеем окончательно

$$\mu_s = \mu_{03} s^* \chi \varphi_2(\lambda_r) \quad (19)$$

В соотношении (19)  $\mu_{03} = 0,55$  соответствует истечению покоящегося газа через отверстие с острыми кромками, а  $\chi$  – коэффициент, учитывающий гидравлические потери на входе в газопровод. Опытные данные непосредственно по коэффициентам  $\chi$  отсутствуют. Из сравнения опытных и расчетных значений коэффициентов расхода  $\mu_0$ , получаем значения  $\chi$ , которые даны в таблице 2 до опытного уточнения [8-10].

Таблица № 2

Параметры отвода газов при внезапном сужении

$\lambda_r$	0	0,2	0,4	0,6	0,5	0,8
$\chi$	0,76	0,72	0,64	0,53	0,58	0,48

Коэффициент расхода  $\mu_0$  при истечении газа определяется формулой:

$$\mu_0 = 0,55 f_2(\lambda_r) (1 + 0,57 \lambda_r \cos \varphi) \exp(-1,84 \lambda_r^2 + 0,045 \lambda_r),$$

в которой величина  $\lambda_r$  подсчитывается по методике работы [2], а  $\varphi$ -угол наклона камеры бокового газоотводного устройства. Значение функции  $f_2(\lambda_r)$  берется из таблицы 3.

Таблица №3

Функция  $f_2(\lambda_r)$  и коэффициент расхода  $\mu_0$  при истечении газа из  
камеры бокового газоотводного устройства

$\lambda_r$	0,2	0,3	0,4	0,5	0,55	0,6	0,65	0,7	0,75
$f_2(\lambda_r)$	1,02	1,047	1,1 35	1,166	1,184	1,201	1,241	1,287	1,339

Этот подход может быть рекомендован для более точной оценки параметров истечения газа из длинного ступенчатого газопровода авиационных автоматических пушек с использованием баллистики и прочности стволов вооружения.

### Литература

1. Борисенко А.И. Газовая динамика двигателей. М.: Государственное научно-техническое издательство "Оборонгиз", 1962. - 794 с.
2. Кулагин В.И., Черезов В.И. Газодинамика автоматического оружия. М.: ЦНИИ информации, 1985. - 256 с.
3. Черный Г.Г. Газовая динамика. М.: Наука, 1988. - 424 с.
4. Орлов Б.В., Мазинг Г.Ю. Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твердом топливе. Учебное пособие. М.: Машиностроение, 1968. - 536 с.
5. Зайцев А.С. Проектирование артиллерийских стволов. Учебное пособие. СПб, Балт. гос. техн. ун-т, 2007. - 164 с
6. Чурбанов, Е. В. Краткий курс баллистики. Учебное пособие. СПб. Балт. гос. техн. ун-т. 2006. -291с.



7. Кулагин А.В. Газодинамический подход к оценке потерь на теплоотдачу в простом газопроводе. // Инженерный вестник Дона, 2013, №2. URL:ivdon.ru/uploads/article/pdf/IVD 82 Kulagin.pdf 1736.pdf.
8. Кулагин, А. В. Особенности расчета течения газа с большой скоростью в ступенчатых газопроводах // Universum: технические науки, 2016. - № 10. 7universum.com>ru/tech/archive/item/3815.
9. Falkovich, G. Fluid Mechanics, a short course for physicists. Cambridge University Press, 2011, 314 p.
10. Oswatitsch K. Grundlagen der Gasdynamik. Springer Verlag, Berlin Heidelberg. New York, 1976, 725 p.

### References

1. Borisenko A.I. Gazovaya dinamika dvigatelej [Gas dynamics of engines]. M.: Gosudarstvennoe nauchno-tekhnicheskoe izdatel'stvo "Oborongiz", 1962, 794 p.
2. Kulagin V.I., Cherezov V.I. Gazodinamika avtomaticheskogo oruzhiya [Gas dynamics of automatic weapons]. M.: CNII informacii, 1985. 256 p.
3. Chernyj G.G. Gazovaya dinamika [Gas dynamics]. M.: Nauka, 1988, 424 p.
4. Orlov B.V., Mazing G.YU. Termodinamicheskie i ballisticheskie osnovy proektirovaniya raketnyh dvigatelej na tverdom toplive [Thermodynamic and ballistic fundamentals of solid fuel rocket engine design]. Uchebnoe posobie. M.: Mashinostroenie, 1968, 536 p.
5. Zajcev A.S. Proektirovanie artillerijskih stvolov [Design of artillery barrels]. Uchebnoe posobie. SPb, Balt. gos. tekhn. unt, 2007, 164 p.
6. Churbanov, E. V. Kratkij kurs ballistiki [Short course in ballistics]. Uchebnoe posobie. SPb. Balt. gos. tekhn. unt. 2006, 291p.
7. Kulagin A.V. Inzhenernyj vestnik Dona, 2013, №2. URL:ivdon.ru/uploads/article/pdf/IVD 82 Kulagin.pdf 1736.pdf.



8. Kulagin, A. V. Universum: tehnicheckie nauki, 2016. № 10. [7universum.com.ru/tech/archive/item/3815](http://universum.com.ru/tech/archive/item/3815).
9. Falkovich, G. Fluid Mechanics, a short course for physicists. Cambridge University Press, 2011, 314 p.
10. Oswatitsch K. Grundlagen der Gasdynamik. Springer Verlag, Berlin Heidelberg. New York, 1976, 725 p.