

## ТЯГОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ИМПУЛЬСНОГО ДЕТОНАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ В УСЛОВИЯХ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОЛЕТА НА РАЗНЫХ ВЫСОТАХ

© 2013 г. А. Э. Зангиев, В. С. Иванов, С. М. Фролов\*

*Институт химической физики им. Н.Н. Семенова Российской академии наук, Москва*

*\*E-mail: smfrol@chph.ras.ru*

Поступила в редакцию

Впервые проведены расчеты основных тяговых характеристик — силы тяги, удельного импульса, удельного расхода топлива и удельной тяги — импульсного детонационного двигателя (ИДД) в компоновке с входным устройством и соплом в условиях сверхзвукового полета с числом Маха 3 на разных высотах (от 8 до 28 км над уровнем моря) с учетом физико-химических особенностей окисления и горения углеводородного горючего (пропана), а также конечного времени ускорения турбулентного пламени и перехода горения в детонацию (ПГД). Кроме того, проведен параметрический анализ влияния режимных и конструктивных параметров ИДД на его тяговые характеристики для условий полета с числом Маха 3 на высоте 16 км, а также проведено сравнение характеристик двигателя, работающего на прямом инициировании детонации и на быстрой дефлаграции. Показано, что ИДД выбранной конструкции существенно превосходит идеальный прямооточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД) по такому показателю как удельная тяга, тогда как по величине удельного импульса и удельного расхода топлива он не уступает идеальному ПВРД.

**Ключевые слова:** переход горения в детонацию, импульсный детонационный двигатель, идеальный прямооточный воздушно-реактивный двигатель, тяговые характеристики.

DOI: 10.7868/S0207401X13050130

### ВВЕДЕНИЕ

Одна из возможных схем реализации детонационного горения в прямооточных воздушно-реактивных двигателях (ПВРД) — периодическое заполнение камеры сгорания горючей смесью с последующим инициированием детонации и сжиганием смеси в бегущей детонационной волне [1, 2]. Такие ПВРД называются импульсными детонационными двигателями (ИДД). Разные оценки показывают [3, 4], что теоретически удельный импульс ИДД, работающего на водороде или на углеводородном горючем, может достигать очень больших значений 5500 и 2500 с (в расчете на массу горючего), соответственно, в широком диапазоне чисел Маха полета: от 0 до 4–5. Поэтому в настоящее время активно ведутся научные исследования и практические разработки таких силовых установок для летательных аппаратов.

Задачи, решаемые в данной работе: (1) расчет тяговых характеристик ИДД в компоновке с входным устройством и соплом в условиях сверхзвукового полета с учетом физико-химических особенностей окисления и горения углеводородного горючего, а также конечного времени ускорения

турбулентного пламени и перехода горения в детонацию (ПГД); (2) оптимизация конструкции ИДД с целью повышения тяговых характеристик. Работа является продолжением исследований, начатых в [2].

### ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

На рис. 1 показана базовая схема осесимметричного воздушно-реактивного ИДД общей длиной 2.12 м и внешним диаметром 83 мм в компоновке с входным устройством, ресивером, кольцевым обводным каналом и камерой сгорания, оборудованной механическим клапаном, препятствиями-турбулизаторами (9 штук) и соплом. Поскольку рабочий процесс в ИДД подробно обсужден в [2], здесь дадим лишь его краткое описание. Циклический рабочий процесс состоит из трех стадий:

1) Когда клапан открыт, камера сгорания заполняется топливно-воздушной смесью (ТВС). Горючее подается в камеру сгорания через распределенный “коллектор”, представляющий собой один поперечный слой расчетных ячеек перед первым кольцевым препятствием. Подача го-

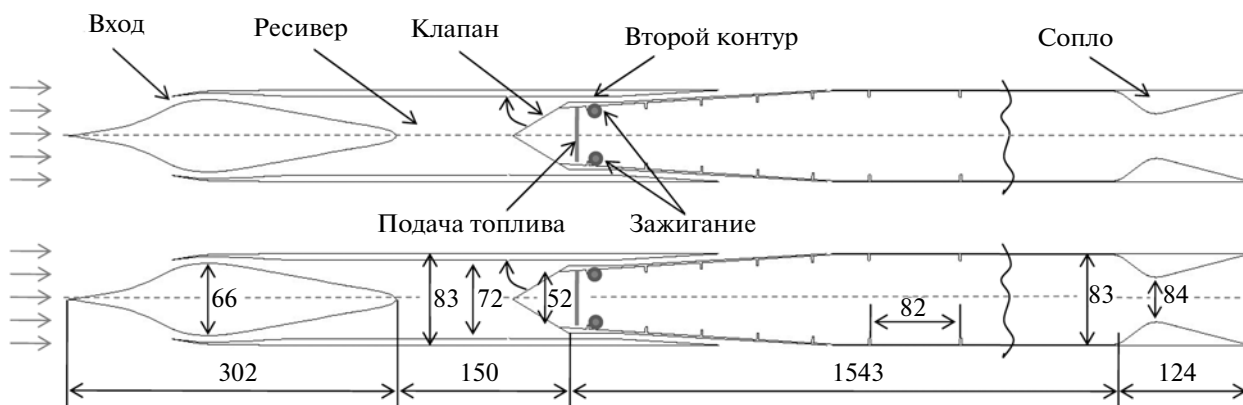


Рис. 1. Базовая схема осесимметричного воздушно-реактивного ИДД в компоновке с входным устройством и соплом (размеры в миллиметрах).

рючего в этих ячейках моделируется объемными источниками массы, обеспечивающими формирование в них стехиометрической ТВС и последующее заполнение камеры сгорания такой смесью. Во избежание контакта свежей ТВС с горячими продуктами детонации предыдущего цикла, горячее подается в поток воздуха с некоторой временной задержкой по отношению к моменту открытия клапана. Другими словами, между свежей смесью и горячими продуктами предусматривается образование воздушной “подушки”.

2) Когда камера сгорания заполнена ТВС до заданного уровня, определяемого коэффициентом заполнения  $\chi = 0.9$ , клапан мгновенно закрывается, подача горючего прекращается и начинается вторая стадия рабочего процесса. Коэффициент заполнения определяли как отношение массы горючего, подаваемого в камеру сгорания ИДД, к массе горючего при полном заполнении камеры стехиометрической смесью при прочих равных условиях. Таким образом, коэффициент заполнения  $\chi$  равен 1.0, если в момент зажигания камера сгорания полностью заполнена ТВС стехиометрического состава от места подачи горючего (коллектора) до входного сечения сопла. Горючая смесь в камере сгорания зажигается кольцевым внешним источником в зоне обратных токов, образуемой за первым препятствием-турбулизатором. Пламя, распространяясь в турбулентном потоке ТВС, ускоряется и происходит ПГД. Образованная в результате ПГД детонационная волна бежит в направлении течения и выходит через сопло в атмосферу.

3) С момента прихода детонационной волны на выходной срез сопла начинается стадия истечения продуктов детонации. Она продолжается до тех пор, пока среднее давление на клапане со стороны камеры сгорания не уменьшится до некоторого критического значения  $P^*$ , еще обеспечивающего положительную мгновенную суммарную силу (эффективную тягу), действующую на

двигатель в полете. После достижения  $P^*$  эта сила становится близкой к нулевой, клапан открывается, и цикл повторяется. Подчеркнем, что мгновенная суммарная сила определяется как интеграл сил давления и вязкого трения по всем твердым поверхностям ИДД.

### МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ И МЕТОД РАСЧЕТА

Как и в [2], рабочий процесс в ИДД моделировали численно в двумерном осесимметричном приближении. Математическая модель течения, положенная в основу расчетов — осредненные по Рейнольдсу уравнения сохранения массы, количества движения и энергии для нестационарного, сжимаемого, турбулентного, реагирующего течения:

$$\rho \frac{DU_i}{Dt} = \rho \frac{\partial U_i}{\partial t} + \rho U_j \frac{\partial U_i}{\partial x_j} =$$

$$= -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \tau_{ij} - \rho U'_i U'_j \right];$$

$$\rho \frac{DI}{Dt} = \rho \frac{\partial I}{\partial t} + \rho U_j \frac{\partial I}{\partial x_j} =$$

$$= \rho \dot{Q} + \frac{\partial P}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\tau_{ij} U_j) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial x_j} \right);$$

$$\rho \frac{DY_l}{Dt} = \rho \frac{\partial Y_l}{\partial t} + \rho U_j \frac{\partial Y_l}{\partial x_j} =$$

$$= \rho \dot{r}_l + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \rho D_l \frac{\partial Y_l}{\partial x_j} - \rho Y'_l U'_j \right),$$

где  $t$  — время,  $x_j$  ( $j = 1, 2$ ) — координата,  $\rho$  — средняя плотность;  $P$  — среднее давление;  $\mu$  — коэффициент динамической вязкости;  $U_i$  — средняя скорость;  $U'_i$  — пульсационная составляющая скорости;  $\tau_{ij}$  — тензор вязких напряжений;  $I = H + \frac{1}{2} \sum_i U_i^2$  — сред-

Таблица 1. Основные параметры и результаты расчетов для полета ИДД базовой схемы с числом Маха 3 на разных высотах

| $Z$ , км | $P_a$ , МПа | $T_a$ , К | $f$ , Гц | $P^*$ , МПа | $F$ , Н | $R$ , Н    | $I_{уд}$ , с  | $C_p$       | $R_{уд}$ , $\frac{кН}{(кг/с)}$ | $C_{уд}$ , $\frac{кг}{(Н \cdot ч)}$ | $\dot{m}_f$ , $\frac{г}{с}$ |
|----------|-------------|-----------|----------|-------------|---------|------------|---------------|-------------|--------------------------------|-------------------------------------|-----------------------------|
| 8        | 0.036       | 236.2     | 49       | 0.439       | 255     | 978 (1078) | 1760 (1940)   | 0.79 (0.87) | 1.11 (1.22)                    | 0.21 (0.19)                         | 56.2                        |
| 10       | 0.027       | 223.3     | 50       | 0.31        | 204     | 688 (757)  | 1740 (1920)   | 0.75 (0.82) | 1.09 (1.19)                    | 0.21 (0.19)                         | 40.3                        |
| 12       | 0.0194      | 216.7     | 50       | 0.243       | 149     | 492 (531)  | 1720 (1860)   | 0.73 (0.79) | 0.88 (0.96)                    | 0.26 (0.24)                         | 35.3                        |
| 16       | 0.010       | 216.7     | 50       | 0.175       | 84      | 275 (296)  | 1710 (1830)   | 0.77 (0.82) | 1.05 (1.14)                    | 0.22 (0.20)                         | 16.6                        |
| 18       | 0.0075      | 216.7     | 54       | 0.073       | 8       | 169 (179)  | 1670 (1560)   | 0.64 (0.68) | 0.78 (0.83)                    | 0.29 (0.27)                         | 13.7                        |
| 20       | 0.0055      | 216.7     |          |             |         |            | детонации нет |             |                                |                                     |                             |

няя полная энтальпия ( $H$  — средняя статическая энтальпия);  $\lambda$  — коэффициент теплопроводности;  $T$  — средняя температура;  $Y_l$  ( $l = 1, \dots, N$ ) — средняя массовая доля  $l$ -го компонента смеси ( $N$  — полное количество компонентов в смеси);  $D_l$  — коэффициент молекулярной диффузии  $l$ -го компонента смеси;  $Y'_l$  — флуктуация массовой доли  $l$ -го компонента смеси;  $\dot{r}_i$  и  $\dot{Q}$  — средние источники вещества и энергии.

Турбулентные потоки вещества, количества движения и энергии в (1)–(3) моделировали с помощью стандартной  $k$ – $\varepsilon$ -модели турбулентности [5] ( $k$  — кинетическая энергия турбулентности,  $\varepsilon$  — ее диссипация).

Моделирование химических источников  $\dot{r}_i$  и  $\dot{Q}$  при турбулентном горении и ПГД требует учета вкладов как фронтального горения (индекс  $f$ ), так и объемных предпламенных реакций (индекс  $V$ ):

$$\dot{r}_i = \dot{r}_{if} + \dot{r}_{iV}$$

$$\dot{Q} = \dot{Q}_f + \dot{Q}_V.$$

Для определения  $\dot{r}_{if}$  и  $\dot{Q}_f$  использовали алгоритм явного выделения фронта пламени (ЯВП), а вклады объемных реакций,  $\dot{r}_{iV}$  и  $\dot{Q}_V$ , определяли с помощью метода частиц (МЧ) [2].

Систему (1)–(3), дополненную  $k$ – $\varepsilon$ -моделью турбулентности и сопряженной моделью ЯВП–МЧ, замыкали калорическим и термическим уравнениями состояния идеального газа с переменной теплоемкостью, а также начальными и граничными условиями. Все теплофизические параметры газа считались переменными. Для численного решения использовали численный метод, основанный на конечно-объемной дискретизации уравнений (1)–(3) с первым порядком аппроксимации по пространству и по времени [6]. Чтобы избежать чрезмерного сгущения сетки к твердым поверхностям с прилипанием потока, использовали стандартный метод пристеночных функций [7]. Все расчеты, как и в [2], проводились для сектора с углом раскрытия  $5^\circ$ .

### ТЯГОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ИДД БАЗОВОЙ СХЕМЫ С ДЕВЯТЬЮ ПРЕПЯТСТВИЯМИ-ТУРБУЛИЗАТОРАМИ

Сначала провели двумерные осесимметричные расчеты нестационарного турбулентного реагирующего течения в тракте ИДД базовой схемы с девятью препятствиями-турбулизаторами, работающего на газообразном пропане, и его обтекания в условиях сверхзвукового полета с числом Маха  $M = 3.0$  на высоте  $Z = 8, 10, 12, 16, 18$  и  $20$  км. Рассматривали работу ИДД на стехиометрической пропано-воздушной смеси, т.е. при коэффициенте избытка горючего в смеси  $\phi = 1$ . Для определения тяговых характеристик проводили расчеты трех-четырех рабочих циклов (до достижения полностью воспроизводимого периодического режима) с учетом внешнего обтекания двигателя. При этом рассчитывались силы давления (интеграл абсолютного давления по поверхности) и силы вязкого сопротивления (интеграл вязких касательных напряжений по поверхности), действующие на все твердые поверхности ИДД как во внутреннем, так и во внешнем течении. Средний размер ячейки в стандартной расчетной сетке составил  $2$  мм.

Результаты расчетов приведены в табл. 1. Здесь приняты следующие обозначения:  $Z$  — высота полета;  $P_a$  — атмосферное давление;  $T_a$  — температура атмосферного воздуха;  $f$  — частота рабочего процесса;  $P^*$  — критическое среднее давление на клапане со стороны камеры сгорания, при котором мгновенная эффективная тяга еще оставалась положительной;  $F$  — эффективная тяга за время одного рабочего цикла;  $R$  — сила тяги (сумма силы  $F$  и силы аэродинамического сопротивления);  $I_{уд}$  — удельный импульс;  $C_p$  — коэффициент тяги;  $R_{уд}$  — удельная тяга (сила тяги двигателя, отнесенная к секундному расходу воздуха);  $C_{уд}$  — удельный расход топлива (часовой расход топлива, приходящийся на  $1$  Н развиваемой двигателем тяги);  $\dot{m}_f$  — секундный расход горючего. Для определения силы тяги  $R$ , создаваемой ИДД, необходимо знать силу его аэродинамического сопротивления в полете. Эту силу можно

определить, решая ту же задачу с двумя изменениями: с “одним пропуском зажигания” (способ 1) и “двумя пропусками зажигания” (способ 2). В первом случае задача сначала решается до достижения полностью воспроизводимого периодического режима (три–четыре цикла), а в последующем цикле после заполнения камеры сгорания ТВС зажигание не производится. Во втором случае задача также сначала решается до достижения полностью воспроизводимого периодического режима (три–четыре цикла), а последующие два цикла рассчитываются без зажигания. Отличие между двумя способами расчета аэродинамического сопротивления связано с тем, что в первом случае при заполнении ИДД горючей смесью из нее вытесняются остаточные (горячие) продукты горения предыдущего цикла, а во втором случае из нее вытесняется непрореагировавшая (холодная) ТВС предыдущего цикла. В обоих случаях сила, действующая на ИДД в полете, определяется по последнему циклу, в котором отсутствует зажигание. В табл. 1 указаны оба значения параметров,  $I_{уд}$ ,  $C_p$ ,  $R_{уд}$  и  $C_{уд}$ , полученные как способом 1 (запись без скобок), так и способом 2 (запись в скобках). Далее в тексте и в таблицах для указанных параметров используется такая же система записи. Отметим, что здесь, в отличие от [2], абсолютные значения параметров  $R$ ,  $F$  и  $\dot{m}_f$  приведены не для сектора ИДД с углом раскрытия  $5^\circ$ , а для всего двигателя.

Для полноты изложения приведем расчетные формулы для удельного импульса  $I_{уд}$ , удельного расхода топлива  $C_{уд}$ , удельной тяги  $R_{уд}$  и коэффициента тяги  $C_p$ :

$$I_{уд} = \frac{R}{g\dot{m}_f},$$

$$C_{уд} = \frac{3600\dot{m}_f}{R},$$

$$R_{уд} = \frac{R}{\dot{m}_a},$$

$$C_p = \frac{R}{\frac{\rho V^2}{2} S_{mid}}.$$

Здесь  $g$  — ускорение силы тяжести,  $\dot{m}_a$  — секундный расход воздуха,  $\rho$  — плотность воздуха,  $V$  — скорость полета,  $S_{mid}$  — площадь миделевого сечения двигателя. Отметим, что для стехиометрической пропано-воздушной смеси  $\dot{m}_f + \dot{m}_a \approx 16.6\dot{m}_f$ .

Во всех случаях, приведенных в табл. 1, коэффициент заполнения был равен  $\chi = 0.9$ . Следует отметить, что турбулентный характер течения приводил к размытию передней границы ТВС и продувочного воздуха из “подушки” и, следовательно, к разбавлению ТВС воздухом, особенно

вблизи сопла. Этот эффект (эффект разбавления) оказывал влияние на распространение детонации в конечной части заряда, снижая ее скорость или приводя к срыву детонации и догоранию этой части заряда во фронте пламени.

На рис. 2 показана типичная зависимость мгновенной суммарной силы (эффективной тяги), действующей на все твердые поверхности двигателя от времени, в предельном рабочем цикле. Цифрами отмечены периоды и ключевые моменты процесса:

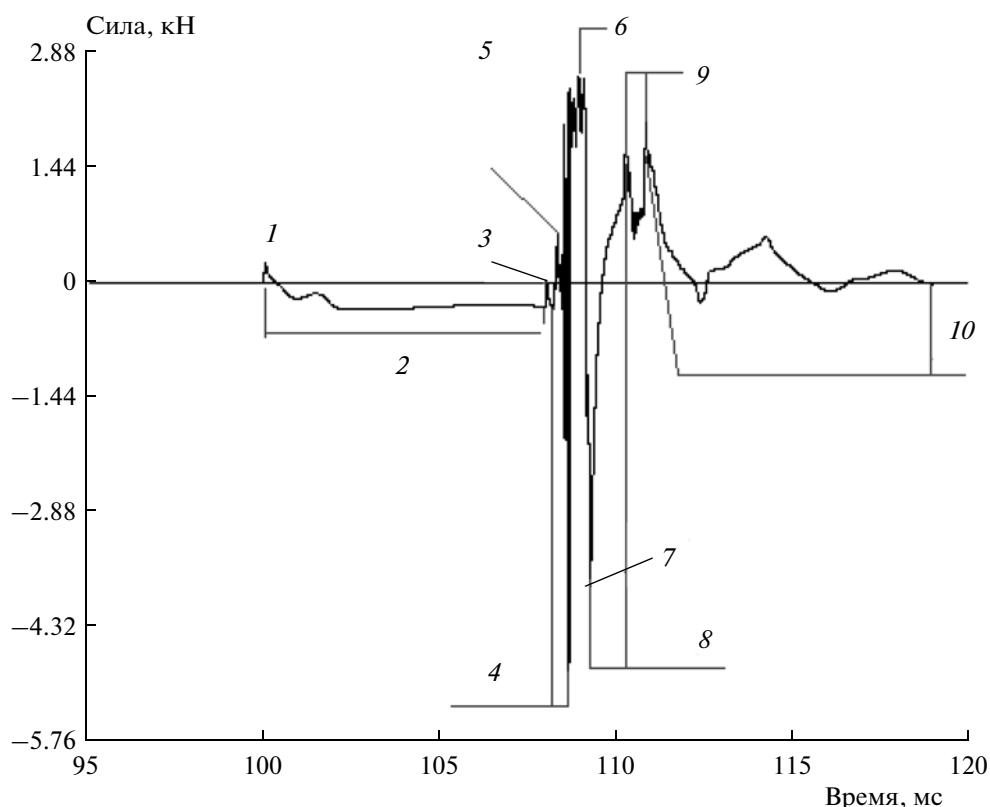
- 1 — Открытие клапана (100.5 мс);
- 2 — Заполнение камеры ТВС (100.5–108 мс);
- 3 — Зажигание (108.2 мс);
- 4 — Ускорение фронта пламени (108.2–108.64 мс);
- 5 — ПГД (~108.64 мс);
- 6 — Приход детонационной волны на клапан (108.9 мс)
- 7 — Распространение детонационной волны вниз по течению в камере сгорания, отражение от сопла (108.66–109.1 мс);
- 8 — Распространение ударной волны, отраженной от суживающейся части сопла, вверх по течению (109.1–110.5 мс);
- 9 — Взаимодействие отраженной ударной волны с клапаном (110.5–110.8 мс);
- 10 — Повторение процессов, описанных выше, сопровождающихся истечением продуктов через сопло (111–... мс).

В дополнение к рис. 2 на рис. 3 представлены расчетные поля температуры, давления и массовой доли пропана в указанные моменты и интервалы времени (поля массовой доли пропана показаны только до момента времени 109.2 мс, когда прореагировало все горючее).

Расчеты показали возможность высокочастотного (~50 Гц) циклического рабочего процесса с зажиганием горючей смеси слабым источником (~0.1 Дж) и ПГД. Сплошная кривая на рис. 4 показывает зависимость расчетной силы тяги  $R$  для ИДД базовой схемы с девятью препятствиями-турбулизаторами от высоты полета. Видно, что сила тяги такого ИДД уменьшается с высотой полета, оставаясь положительной приблизительно до  $Z = 18$  км.

Сплошная кривая на рис. 5 показывает расчетную зависимость среднего удельного импульса ИДД базовой схемы с девятью препятствиями-турбулизаторами от высоты полета. Средний удельный импульс определен как среднее арифметическое от двух значений  $I_{уд}$ , указанных в табл. 1. Видно, что средний удельный импульс монотонно уменьшается с высотой полета от 1850 с на высоте 8 км до 1600 с на высоте 18 км.

При высоте полета больше 18 км эффективная тяга становилась отрицательной: в расчетах для базовой схемы двигателя с девятью препятствиями-



**Рис. 2.** Расчетная зависимость мгновенной эффективной тяги от времени; ИДД базовой схемы с девятью препятствиями-турбулизаторами в условиях сверхзвукового полета с числом Маха 3 на высоте 16 км.

ми-турбулизаторами ПГД получить не удалось. В дальнейшем такую высоту полета, при которой в ИДД той или иной схемы периодический рабочий процесс с ПГД и с положительной эффективной тягой не реализуется, будем называть предельной. Таким образом, для базовой схемы ИДД с девятью препятствиями-турбулизаторами предельной является высота полета  $Z = 18$  км. Из табл. 1, а также из рис. 5 видно, что удельные тяговые характеристики ИДД на предельной высоте резко ухудшаются.

#### ТЯГОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ИДД БАЗОВОЙ СХЕМЫ С ДЕСЯТЬЮ— ОДИННАДЦАТЬЮ ПРЕПЯТСТВИЯМИ- ТУРБУЛИЗАТОРАМИ

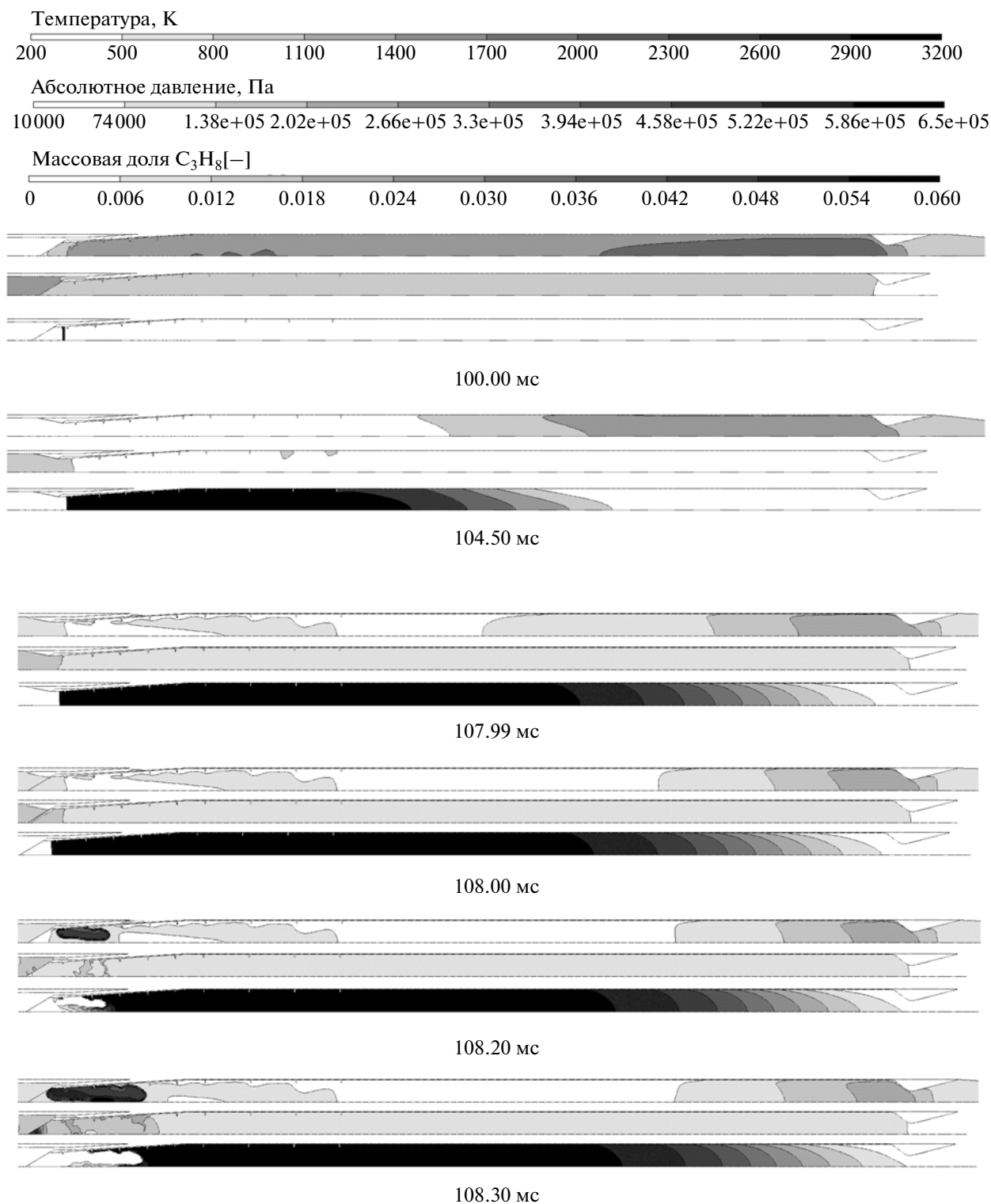
Повысить предельную высоту полета ИДД оказалось возможным благодаря простому увеличению количества кольцевых препятствий в камере сгорания базовой схемы ИДД. Например, добавление одного препятствия-турбулизатора позволило получить ПГД и положительную тягу при высоте полета до 24 км; при этом удельный импульс ИДД даже несколько увеличивался по сравнению со значением при  $Z = 18$  км.

Ввиду обнаружения этого интересного эффекта (влияния количества препятствий на режим

работы ИДД) нами проведена серия систематических расчетов, в которой использовалась схема ИДД с одним и двумя дополнительными препятствиями по сравнению с базовой схемой, т.е. полное количество препятствий было доведено до 10 или до 11 при сохранении равномерного шага их установки. Результаты расчетов этой серии представлены в табл. 2.

Для схемы ИДД с одним дополнительным препятствием предельной оказалась высота полета 24 км: на этой высоте ПГД в камере сгорания не достигался ввиду низкого давления. Однако в этих условиях наблюдался другой рабочий режим с положительной эффективной тягой — режим с инициированием детонации при отражении ударной волны, порожденной ускоряющимся пламенем, от суживающейся части сопла. В этом случае образованная детонационная волна распространялась вверх по течению и, пройдя через фронт пламени, превращалась в ударную волну. Этот режим, названный нами аномальным, здесь не рассматривается.

Увеличение количества препятствий-турбулизаторов в камере сгорания ИДД базовой схемы до 11 позволило получить ПГД и положительную тягу на высотах 26 и даже 28 км, причем высоту полета 28 км можно рассматривать как предельную для такого ИДД. Поскольку полностью воспроиз-



**Рис. 3.** Поля температуры, давления и массовой доли пропана в одном рабочем цикле ИДД базовой схемы с девятью препятствиями-турбулизаторами в условиях сверхзвукового полета с числом Маха 3 на высоте 16 км.

водимый периодический режим работы ИДД в этих условиях достигался лишь после третьего цикла, все тяговые характеристики ИДД в условиях полета на высотах 26 и 28 км оценивались по параметрам четвертого цикла.

Штриховые кривые на рис. 4 и 5 показывают расчетные зависимости силы тяги (рис. 4) и среднего удельного импульса (рис. 5) для ИДД базовой схемы с 10 и 11 препятствиями-турбулизаторами. Видно, что при фиксированной высоте по-

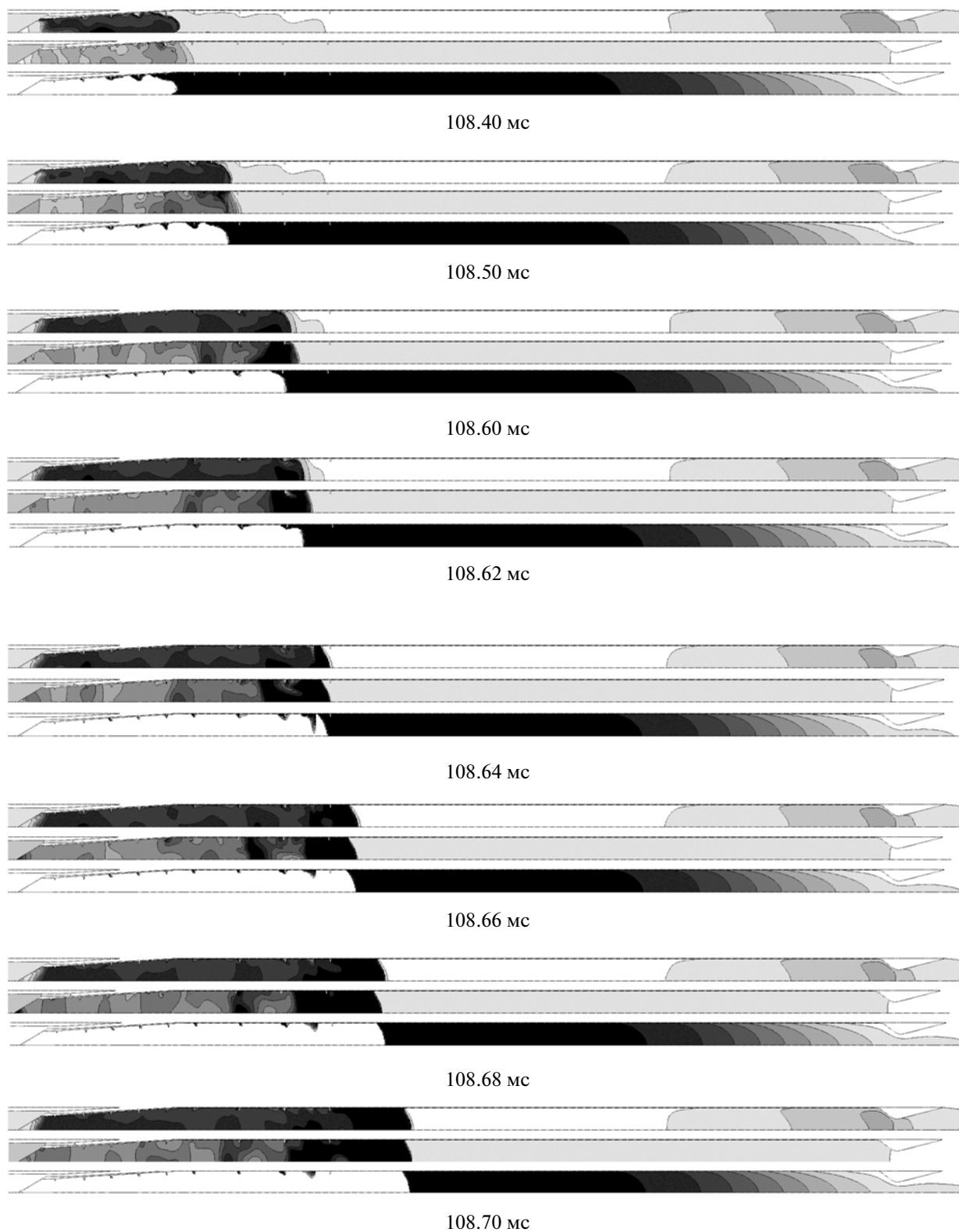


Рис. 3. Продолжение.

лета расчетные значения силы тяги для ИДД с 9 (сплошная кривая на рис. 4) и с 10 или 11 (штриховая кривая на рис. 4) препятствиями-турбули-

заторами практически одинаковы до  $Z \leq 18$  км. Как отмечалось выше, при  $Z > 18$  км базовая схема ИДД с девятью препятствиями-турбулизато-

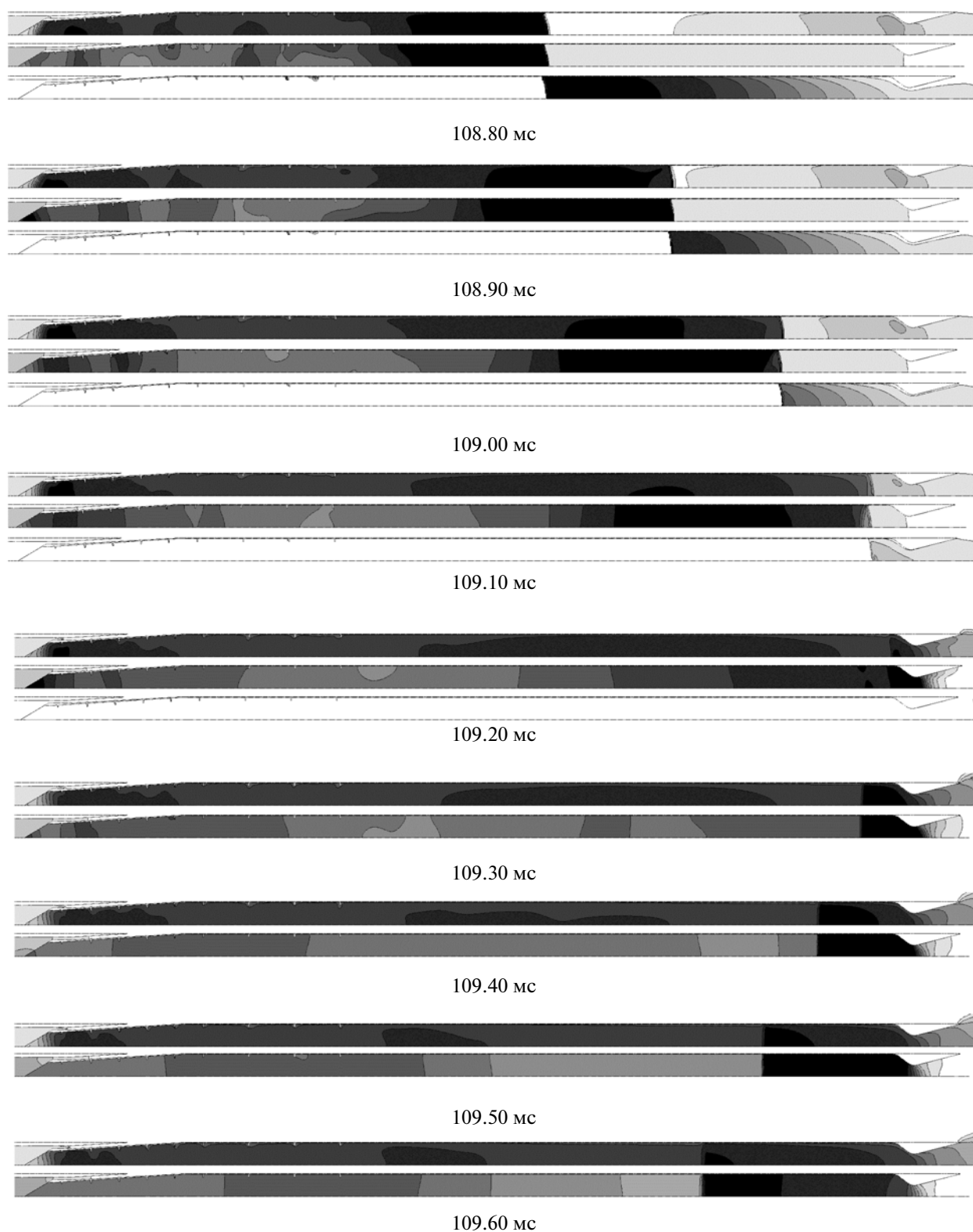


Рис. 3. Продолжение.

рами не обеспечивает периодический рабочий режим с положительной эффективной тягой, тогда как ИДД с 10 или 11 препятствиями-турбулизаторами такой режим обеспечивают. Что касает-

ся среднего удельного импульса, то при  $Z \leq 16$  км ИДД базовой схемы с девятью препятствиями-турбулизаторами более эффективен, чем такой же ИДД с 10 или 11 препятствиями-турбулизаторами.

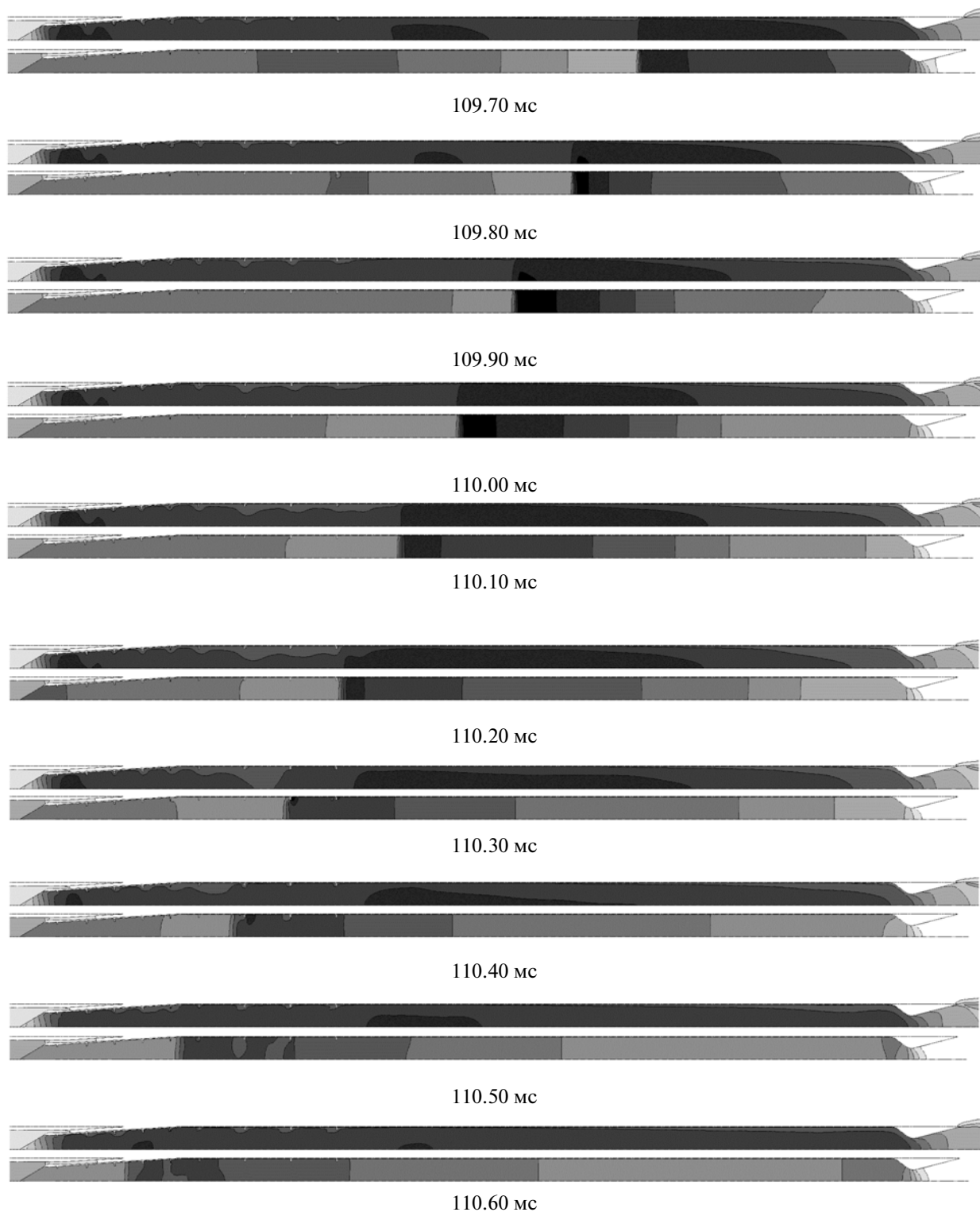


Рис. 3. Продолжение.

Полученные расчетные значения среднего удельного импульса для ИДД базовой схемы (1700–1800 с) при скорости полета с числом Маха 3 на высотах от 8 до 26 км (здесь и далее предельная

высота полета исключается из рассмотрения) оказались сопоставимыми со значениями удельного импульса для идеального ПВРД на обычном горении, но при работе на бедной ТВС с коэффи-

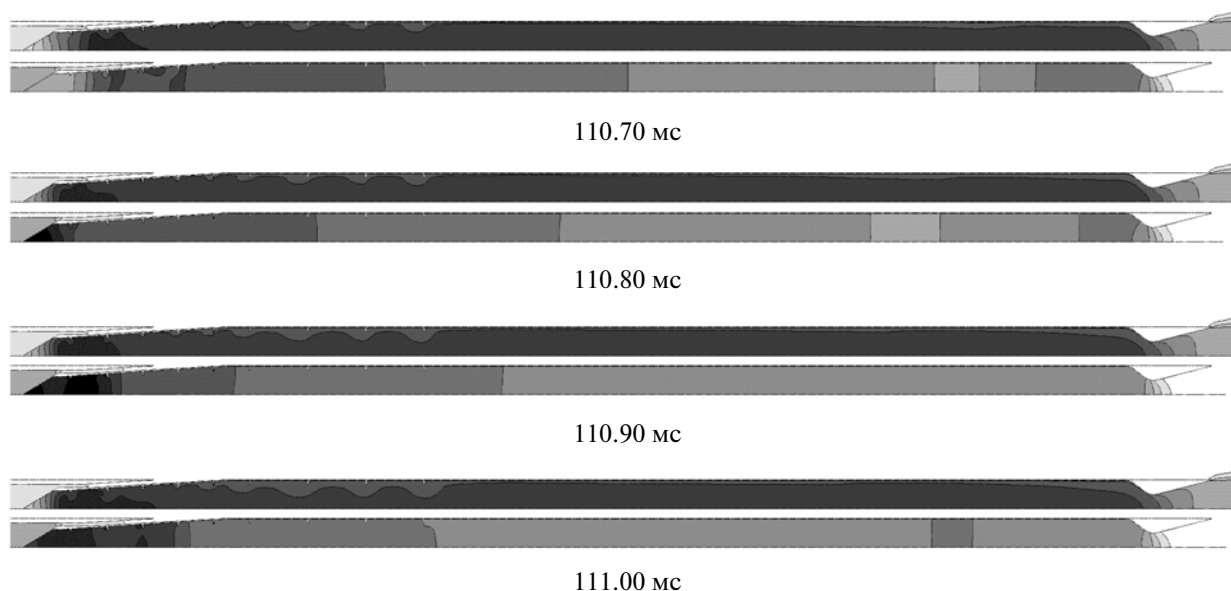


Рис. 3. Окончание.

циентом избытка горючего  $\phi = 0.7$ . Так, в соответствии с расчетами [8] удельный импульс идеального ПВРД при скорости полета с числом Маха 3 на высотах от 11 до 29 км составляет 1770 с.

Из табл. 1 и 2 видно, что расчетные значения удельного расхода топлива  $C_{уд}$  для ИДД базовой схемы с девятью препятствиями-турбулизатора-

ми оказались на уровне 0.19–0.21 кг/(Н·час) при высоте полета до 16 км, а для ИДД базовой схемы с десятью или одиннадцатью препятствиями-турбулизаторами — на уровне 0.20–0.22 кг/(Н·час) при высоте полета до 26 км. Отметим, что при скорости полета  $M = 3$  на высоте от 11 до 29 км значение  $C_{уд}$  для идеального ПВРД на обычном горении бедной ТВС с  $\phi = 0.7$  находится на том же

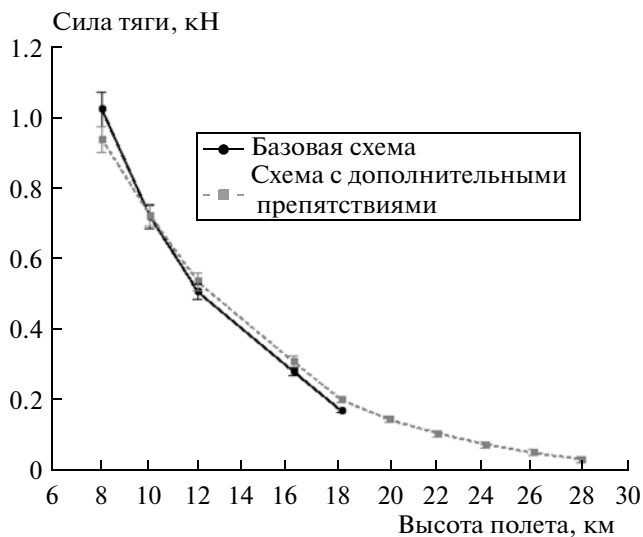


Рис. 4. Расчетная зависимость средней силы тяги ИДД базовой схемы с девятью препятствиями-турбулизаторами (сплошная кривая) и ИДД базовой схемы с 10 и 11 препятствиями-турбулизаторами (штриховая кривая) от высоты полета. Длина вертикальных отрезков соответствует различию расчетных значений силы тяги при холодной и горячей продувке ИДД.

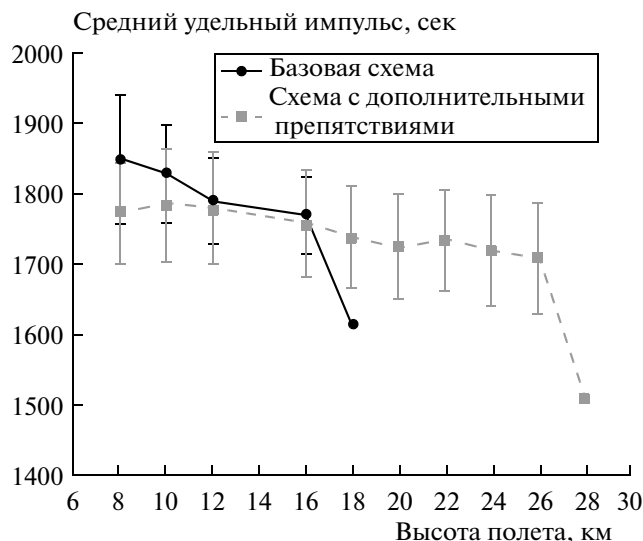


Рис. 5. Расчетная зависимость среднего удельного импульса ИДД базовой схемы с девятью препятствиями-турбулизаторами (сплошная кривая) и ИДД базовой схемы с 10 и 11 препятствиями-турбулизаторами (штриховая кривая) от высоты полета. Длина вертикальных отрезков соответствует различию расчетных значений удельного импульса при холодной и горячей продувке ИДД.

Таблица 2. Основные параметры и результаты расчетов для полета ИДД с дополнительными турбулизаторами с числом Маха 3 на разных высотах

| $Z$ , км          | $P_a$ , МПа | $T_a$ , К | $f$ , Гц | $P^*$ , МПа | $F$ , Н | $R$ , Н   | $I_{уд}$ , с | $C_p$       | $R_{уд}$ , $\frac{\text{кН}}{(\text{кг/с})}$ | $C_{уд}$ , $\frac{\text{кг}}{(\text{Н} \cdot \text{ч})}$ | $\dot{m}_f$ , $\frac{\text{г}}{\text{с}}$ |
|-------------------|-------------|-----------|----------|-------------|---------|-----------|--------------|-------------|----------------------------------------------|----------------------------------------------------------|-------------------------------------------|
| 8 <sup>а</sup>    | 0.036       | 236.2     | 50       | 0.406       | 266     | 906 (979) | 1705 (1845)  | 0.73 (0.79) | 1.06 (1.15)                                  | 0.22 (0.20)                                              | 54.1                                      |
| 10 <sup>а</sup>   | 0.027       | 223.3     | 50       | 0.312       | 228     | 696 (757) | 1715 (1865)  | 0.75 (0.82) | 1.09 (1.18)                                  | 0.21 (0.20)                                              | 41.1                                      |
| 12 <sup>а</sup>   | 0.0194      | 216.7     | 50       | 0.232       | 176     | 516 (564) | 1710 (1870)  | 0.76 (0.83) | 1.06 (1.17)                                  | 0.22 (0.20)                                              | 30.9                                      |
| 16 <sup>а</sup>   | 0.010       | 216.7     | 50       | 0.159       | 121     | 297 (329) | 1680 (1840)  | 0.82 (0.91) | 1.05 (1.14)                                  | 0.22 (0.20)                                              | 15.1                                      |
| 18 <sup>а</sup>   | 0.0075      | 216.7     | 50       | 0.091       | 63      | 197 (215) | 1670 (1820)  | 0.75 (0.81) | 1.01 (1.12)                                  | 0.22 (0.21)                                              | 12.2                                      |
| 20 <sup>а</sup>   | 0.0055      | 216.7     | 50       | 0.068       | 45      | 143 (156) | 1655 (1800)  | 0.74 (0.81) | 1.05 (1.15)                                  | 0.22 (0.20)                                              | 8.6                                       |
| 22 <sup>а</sup>   | 0.004       | 216.7     | 50       | 0.048       | 32      | 103 (114) | 1660 (1810)  | 0.74 (0.82) | 1.03 (1.15)                                  | 0.22 (0.20)                                              | 6.5                                       |
| 24 <sup>а,б</sup> | 0.003       | 220.6     | 49       | 0.032       | 21      | 75 (81)   | 1650 (1790)  | 0.72 (0.78) | 1.03 (1.12)                                  | 0.22 (0.21)                                              | 4.3                                       |
| 26 <sup>в</sup>   | 0.002       | 222.7     | 49       | 0.023       | 14      | 53 (57)   | 1630 (1790)  | 0.71 (0.76) | 1.02 (1.10)                                  | 0.22 (0.21)                                              | 3.4                                       |
| 28 <sup>в</sup>   | 0.0016      | 224.7     | 53       | 0.015       | 4       | 34 (37)   | 1430 (1585)  | 0.60 (0.66) | 0.89 (0.99)                                  | 0.26 (0.23)                                              | 2.4                                       |

Примечание: а — количество препятствий-турбулизаторов равно 10; б — возможен аномальный режим; в — количество препятствий-турбулизаторов равно 11.

уровне  $\sim 0.21$  кг/(Н·час) [8]. Таким образом, по удельному расходу топлива ИДД базовой схемы, работающий на стехиометрической ТВС, оказывается примерно на одном уровне с идеальным ПВРД, работающим на бедной ТВС.

Приведенные в табл. 1 и 2 значения удельной тяги ИДД  $R_{уд}$  (от 1.01 до 1.19 кН/(кг/с)) при высоте полета от 8 до 26 км оказались на  $\sim 20\%$ – $40\%$  выше, чем аналогичный показатель для идеального ПВРД на обычном горении ( $\sim 0.85$  кН/(кг/с)) при такой же скорости и высоте полета [8].

### ВЛИЯНИЕ РЕЖИМНЫХ И КОНСТРУКТИВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ИДД НА ТЯГОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Для определения влияния режимных и конструктивных параметров ИДД на его тяговые характеристики провели серию параметрических расчетов для ИДД с девятью препятствиями-турбулизаторами в условиях сверхзвукового полета с числом Маха  $M=3$  на высоте 16 км.

Режимные параметры ИДД, которые варьировались в расчетах, — коэффициент заполнения камеры сгорания горючей смесью  $\chi$  и критическое значение давления  $P^*$  в момент открытия клапана.

Конструктивные параметры ИДД, которые варьировали в расчетах, — это длина ресивера и длина гладкой секции камеры сгорания. Для изучения влияния масштабного фактора на тяговые характеристики двигателя проводили также расчеты для ИДД с пропорциональным изменением всех его геометрических размеров.

В табл. 3 представлены результаты параметрических расчетов. Здесь приняты следующие дополнительные обозначения: *схема* — номер схемы ИДД (1 — базовая схема с  $P^* = 0.175$  МПа; 2 — базовая схема с  $\chi = 0.5$ ; 3 — базовая схема с  $P^* = 0.184$  МПа, 4 — схема с удлинённым вдвое ресивером, 5 — схема с удлинённой вдвое гладкой (без препятствий-турбулизаторов) секцией камеры сгорания, 6 — схема с укороченной вдвое гладкой секцией камеры сгорания, 7 — схема с увеличенными в 1.5 раза всеми размерами ИДД).

Из табл. 3 видно, что уменьшение коэффициента заполнения (схема 2) с 0.9 до 0.5 (на 44%) позволяет увеличить частоту рабочего процесса с 50 до 81 Гц (на 62%) и снизить критическое давление открытия клапана  $P^*$ : от 0.175 до 0.1 МПа (на 43%) при практически неизменном удельном импульсе на уровне 1710(1840) с, удельном расходе топлива на уровне 0.21(0.17) кг/(Н·час) и удельной тяге на уровне 1.10(1.40) кН/(кг/с) (вместо 1.05(1.14) кН/(кг/с) для схемы 1), но со снижением коэффициента тяги  $C_p$  от 0.76(0.82) до 0.51(0.65), т.е. на 21%–33%, и силы тяги от 275(296) до 185(235) Н, т.е. на 20%–33%. Отметим, что при дальнейшем уменьшении степени заполнения длина камеры, заполненная горючей смесью, становится меньше преддетонационного расстояния, и периодический рабочий процесс с положительной эффективной тягой и с ПГД нарушается.

Увеличение критического давления  $P^*$  от 0.175 до 0.184 МПа (на 5%) в схеме 3 привело к увеличению частоты рабочего процесса от 50 до 60 Гц (на 20%). Удельный импульс в данном случае понизился с 1710(1835) с для схемы 1 до 1580(1800) с для схемы 3 при некотором увеличении удельного

Таблица 3. Результаты параметрических расчетов тяговых характеристик ИДД при сверхзвуковом полете с числом Маха 3 на высоте 16 км

| Схема | $\chi$ | $\tau$ , мс | $f$ , Гц | $P^*$ , МПа | $F$ , Н | $R$ , Н   | $I_{уд}$ , с | $C_p$       | $R_{уд}$ , $\frac{\text{кН}}{(\text{кг/с})}$ | $C_{уд}$ , $\frac{\text{кг}}{(\text{Н} \cdot \text{ч})}$ | $\dot{m}_f$ , $\frac{\text{г}}{\text{с}}$ |
|-------|--------|-------------|----------|-------------|---------|-----------|--------------|-------------|----------------------------------------------|----------------------------------------------------------|-------------------------------------------|
| 1     | 0.9    | 20          | 50       | 0.175       | 84      | 275 (296) | 1710 (1835)  | 0.76 (0.82) | 1.05 (1.14)                                  | 0.22 (0.20)                                              | 16.5                                      |
| 2     | 0.5    | 12          | 81       | 0.100       | 27      | 185 (235) | 1710 (1840)  | 0.51 (0.65) | 1.10 (1.40)                                  | 0.21 (0.17)                                              | 10.8                                      |
| 3     | 0.9    | 17          | 60       | 0.184       | 126     | 287 (333) | 1580 (1800)  | 0.72 (0.87) | 0.98 (1.12)                                  | 0.24 (0.20)                                              | 18.7                                      |
| 4     | 0.9    | 20          | 50       | 0.233       | 77      | 283 (295) | 1720 (1785)  | 0.78 (0.82) | 1.09 (1.14)                                  | 0.21 (0.20)                                              | 16.5                                      |
| 5     | 0.9    | 33          | 30       | 0.243       | 74      | 295 (349) | 1375 (1630)  | 0.82 (0.97) | 0.87 (1.03)                                  | 0.26 (0.22)                                              | 21.6                                      |
| 6     | 0.9    | 12.5        | 80       | 0.117       | 73      | 253 (282) | 1690 (1880)  | 0.70 (0.78) | 1.06 (1.19)                                  | 0.21 (0.19)                                              | 15.1                                      |
| 7     | 0.9    | 32          | 31       | 0.164       | 187     | 649 (690) | 1670 (1780)  | 0.80 (0.85) | 1.04 (1.11)                                  | 0.22 (0.20)                                              | 39.6                                      |

расхода топлива до 0.24(0.20) кг/(Н·час) и уменьшении удельной тяги: 0.98(1.12) кН/(кг/с) (вместо 1.05(1.14) кН/(кг/с) для схемы 1), с незначительным изменением коэффициента тяги  $C_p$  от 0.76(0.82) до 0.72(0.87). Самым существенным положительным изменением при этом стало увеличение эффективной тяги от 84 до 126 Н, т.е. на 50%, и увеличение полной тяги от 275(296) до 287(333) Н (на 4%–13%).

Удлинение ресивера (схема 4) не приводит к заметным изменениям характеристик ИДД, оставляя рабочую частоту, удельный импульс, удельный расход топлива, коэффициент тяги и силу тяги приблизительно на том же уровне, что и в базовой схеме. В этом случае заметно увеличивается лишь критическое давление открытия клапана  $P^*$ : от 0.175 до 0.233 МПа (на 33%).

Удлинение гладкой секции камеры сгорания (схема 5) в два раза приводит к увеличению силы тяги от 275(296) до 295(349) Н (на 7%–18%) и увеличению коэффициента тяги от 0.76(0.82) до 0.82(0.97) (на 8%–18%) при снижении частоты рабочего процесса с 50 до 30 Гц (на 40%), увеличении критического давления открытия клапана  $P^*$  от 0.175 до 0.243 МПа (на 39%), снижении удельного импульса от 1710(1835) до 1375(1630) с (на 11%–20%), увеличении удельного расхода топлива от 0.22(0.20) до 0.26(0.22) кг/(Н·час) (на 10%–18%) и снижения удельной тяги: от 1.05(1.14) до 0.87(1.03) кН/(кг/с), т.е. на 10%–21%.

Укорочение гладкой секции камеры сгорания (схема 6) в два раза по сравнению с базовой схемой 1 позволяет увеличить частоту рабочего процесса с 50 до 80 Гц (на 60%) и снизить критическое давление открытия клапана  $P^*$ : от 0.175 до 0.117 МПа (на 33%) при изменении удельного импульса от 1710(1835) до 1690(1880) с, силы тяги от 275(296) до 253(282) Н, т.е. на 5%–8%, коэффициента тяги от 0.76(0.82) до 0.70(0.78) (на 5%–8%), удельного расхода топлива от 0.22(0.20) до 0.21(0.19) кг/(Н·час) и удельной тяги от 1.05(1.14) до 1.06(1.19) кН/(кг/с).

Ожидалось, что пропорциональное увеличение в 1.5 раза всех размеров ИДД (схема 7) должно

было привести приблизительно к пропорциональному изменению параметров, а именно:  $f = f_0/1.5 = 33$  Гц;  $F = F_0 \times 1.5^2 = 190$  Н;  $R = R_0 \times 1.5^2 = 619$ –666 Н;  $\dot{m}_f = \dot{m}_{f_0} \times 1.5^2 = 37$  г/с при неизменном коэффициенте тяги. Однако, на самом деле, такое изменение всех размеров ИДД привело к увеличению силы тяги на 135% вместо ожидаемых 125% (от 275(296) до 649(690) Н) и коэффициента тяги (от 0.76(0.82) до 0.80(0.85)) при снижении удельного импульса от 1710(1835) до 1670(1780) с (на 2%–3%), критического давления открытия клапана  $P^*$ : от 0.175 до 0.164 МПа (на 6%) и удельной тяги от 1.05(1.14) до 1.04(1.11) кН/(кг/с) (на 1%–2%), при неизменном удельном расходе топлива на уровне 0.22(0.20) кг/(Н·час), но при снижении частоты рабочего процесса от 50 до 31 Гц (на 38%).

## ВЛИЯНИЕ РЕЖИМА ГОРЕНИЯ

В табл. 4 представлены результаты расчетов, проведенных с целью выяснения влияния режима горения на характеристики ИДД при полете на высоте 16 км с числом Маха 3. Для удобства сравнения результатов в первой строке табл. 4 продублированы результаты расчета для базовой схемы ИДД с ПГД. Дополнительно к этому расчету провели три расчета с разной организацией процесса горения в двигателе (расчеты 2–4 в табл. 4). В расчетах 2 и 3 рассматривали только ускорение пламени на препятствиях без учета объемных предпламенных реакций и, следовательно, изучали исключительно вклад фронтального горения в характеристики ИДД. В расчете 4 рассматривали прямое инициирование детонации и учитывали исключительно вклад объемного энерговыделения в характеристики ИДД. И то и другое достигалось путем отключения одного из используемых модулей в модели горения (МЧ или ЯВП). Параметры расчетов 2 и 4 в табл. 4 при этом полностью соответствовали параметрам расчета 1, тогда как расчет 3 отличался от расчета 1 только степенью заполнения камеры сгорания ИДД горючей смесью  $\chi = 0.4$ .

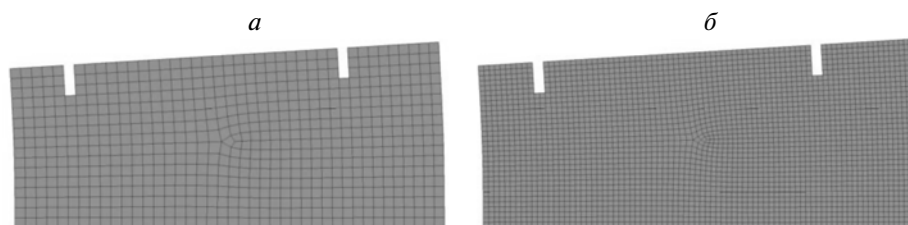


Рис. 6. Фрагменты стандартной (а) и мелкой (б) расчетной сетки.

Из табл. 4 видно, что в расчете 2 получены относительно низкое значение удельного импульса 1090(1270) с, высокий удельный расход топлива 0.34(0.29) кг/(Н·час) и низкая удельная тяга 0.68(0.80) кН/(кг/с) по сравнению с расчетом 1. Такие низкие показатели связаны, главным образом, с вытеснением из двигателя в атмосферу части непрореагировавшей ТВС вместе с ударной волной.

Чтобы избежать вытеснения непрореагировавшей ТВС в атмосферу в расчете 3 уменьшили степень заполнения камеры сгорания с 0.9 до 0.4. При этом внутри камеры достигалось полное сгорание ТВС. Из табл. 4 видно, что эффективная тяга в этом случае становится отрицательной, т.е. тяга, развиваемая ИДД, недостаточна для преодоления сил сопротивления.

Прямое инициирование детонации в расчете 4 обеспечивалось заданием высокой температуры в одном поперечном слое расчетных ячеек вблизи первого препятствия-турбулизатора сразу после закрытия клапана. Из табл. 4 видно, что прямое инициирование детонации в целом не приводит к

улучшению тяговых характеристик ИДД. Такой же эффект наблюдался ранее в расчетах [9]. В соответствии с [9] он связан с увеличением суммарных потерь количества движения при распространении детонации в канале с препятствиями-турбулизаторами.

### ВЛИЯНИЕ РАСЧЕТНОЙ СЕТКИ НА ТЯГОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Для определения влияния расчетной сетки на полученные тяговые характеристики ИДД базовой схемы с девятью препятствиями-турбулизаторами провели расчет для условий полета с числом Маха  $M=3$  на высоте 16 км на мелкой сетке со средним размером ячейки, уменьшенным в 2 раза (рис. 6) по сравнению со стандартным размером.

Сравнение результатов расчетов на двух разных сетках – стандартной и мелкой – представлены в табл. 5. Видно, что удельные тяговые характеристики ИДД  $I_{уд}$ ,  $R_{уд}$ ,  $C_{уд}$  и коэффициент тяги  $C_p$  практически не зависят от используемой расчетной сетки.

Таблица 4. Результаты расчетов тяговых характеристик ИДД при сверхзвуковом полете с числом Маха 3 на высоте 16 км при работе в режимах ПГД, прямого инициирования детонации и быстрой дефлаграции

| Режим горения          | $Z$ , км | $P_a$ , МПа | $T_a$ , К | $f$ , Гц | $P^*$ , МПа | $F$ , Н | $R$ , Н     | $I_{уд}$ , с | $C_p$       | $R_{уд}$ , $\frac{\text{кН}}{(\text{кг/с})}$ | $C_{уд}$ , $\frac{\text{кг}}{(\text{Н} \cdot \text{ч})}$ | $\dot{m}_f$ , $\frac{\text{г}}{\text{с}}$ |
|------------------------|----------|-------------|-----------|----------|-------------|---------|-------------|--------------|-------------|----------------------------------------------|----------------------------------------------------------|-------------------------------------------|
| ПГД                    | 16       | 0.010       | 216.7     | 50       | 0.175       | 84      | 275 (296)   | 1710 (1830)  | 0.76 (0.82) | 1.05 (1.14)                                  | 0.22 (0.20)                                              | 16.6                                      |
| Горение <sup>а</sup>   | 16       | 0.010       | 216.7     | 60       | 0.142       | 3       | 192.9 (225) | 1090 (1270)  | 0.54 (0.62) | 0.68 (0.8)                                   | 0.34 (0.29)                                              | 18.1                                      |
| Горение <sup>б</sup>   | 16       | 0.010       | 216.7     | 140      | 0.1         | -13     | 159 (190)   | 1470 (1750)  | 0.44 (0.53) | 0.94 (1.12)                                  | 0.24 (0.21)                                              | 10.8                                      |
| Детонация <sup>в</sup> | 16       | 0.010       | 216.7     | 55       | 0.11        | 51      | 241 (270)   | 1580 (1770)  | 0.67 (0.75) | 0.91 (0.97)                                  | 0.24 (0.21)                                              | 15.8                                      |

а –  $\chi = 0.9$ ; б –  $\chi = 0.4$ ; в – прямое инициирование детонации.

Таблица 5. Результаты расчетов тяговых характеристик ИДД при сверхзвуковом полете с числом Маха 3 на высоте 16 км на разных расчетных сетках

| Сетка  | $Z$ , км | $P_a$ , МПа | $T_a$ , К | $f$ , Гц | $P^*$ , МПа | $F$ , Н | $R$ , Н   | $I_{уд}$ , с | $C_p$       | $R_{уд}$ , $\frac{\text{кН}}{(\text{кг/с})}$ | $C_{уд}$ , $\frac{\text{кг}}{(\text{Н} \cdot \text{ч})}$ | $\dot{m}_f$ , $\frac{\text{г}}{\text{с}}$ |
|--------|----------|-------------|-----------|----------|-------------|---------|-----------|--------------|-------------|----------------------------------------------|----------------------------------------------------------|-------------------------------------------|
| Станд. | 16       | 0.010       | 216.7     | 50       | 0.175       | 84      | 275 (296) | 1710 (1830)  | 0.76 (0.82) | 1.05 (1.14)                                  | 0.22 (0.20)                                              | 16.6                                      |
| Мелкая | 16       | 0.010       | 216.7     | 50       | 0.135       | 70      | 263 (284) | 1710 (1850)  | 0.73 (0.79) | 1.05 (1.15)                                  | 0.22 (0.20)                                              | 15.9                                      |

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе проведены расчеты основных тяговых характеристик — силы тяги, удельного импульса, удельного расхода топлива, удельной тяги и коэффициента тяги — ИДД в компоновке с входным устройством и соплом в условиях сверхзвукового полета с числом Маха 3 на разных высотах (от 8 до 28 км над уровнем моря) с учетом физико-химических особенностей окисления и горения углеводородного горючего (пропана), а также конечного времени ускорения турбулентного пламени и ПГД. Кроме того проведен параметрический анализ влияния режимных и конструктивных параметров ИДД на его тяговые характеристики для условий сверхзвукового полета с числом Маха 3 на высоте 16 км.

Показано, что в этих условиях в ИДД можно организовать высокочастотный (~50–80 Гц) циклический рабочий процесс с зажиганием горючей смеси слабым источником (~0.1 Дж) и ПГД. Удельный импульс и удельный расход топлива для ИДД, работающего на стехиометрической пропано-воздушной смеси, в условиях полета на высотах до 26 км составили соответственно 1700–1800 с и 0.19–0.21 кг/(Н·час), что очень близко к аналогичным показателям идеального ПВРД на обычном горении, но при работе на бедной ТВС с коэффициентом избытка горючего 0.7. Что касается удельной тяги ИДД, то ее расчетные значения в этих условиях оказались выше на 18%–38%, чем аналогичный показатель для идеального ПВРД на обычном горении. Показано, что для обеспечения эффективного рабочего процесса в ИДД на высоте полета, превышающей 18 км, необходимо увеличивать количество препятствий-турбулизаторов.

Параметрические расчеты показали, что для повышения силы тяги, развиваемой ИДД базовой схемы, необходимо пропорционально увеличить все геометрические размеры двигателя. Хотя при этом удельные тяговые характеристики изменяются незначительно, максимальная частота рабочего процесса существенно уменьшается. Весьма эффективным способом повысить рабочую частоту ИДД оказалось уменьшение коэффициента заполнения камеры сгорания горючей смесью. Хотя при этом уменьшается тяга двигателя, его удельные тяговые характеристики остаются прак-

тически неизменными. Специальными расчетами показано, что прямое инициирование детонации в ИДД приводит к снижению его тяговых характеристик по сравнению с ИДД той же схемы, использующим ПГД. Это связано с увеличением суммарных потерь количества движения при прямом инициировании и распространении детонации в канале с препятствиями-турбулизаторами. Показано, что при работе двигателя на быстрой дефлаграции тяговые характеристики ухудшаются по сравнению с показателями того же двигателя при работе на ПГД.

Таким образом, нашими расчетами впервые показано, что в условиях сверхзвукового полета с числом Маха 3 на высотах до 26 км ИДД рассматриваемой схемы существенно превосходит идеальный ПВРД на обычном горении по такому показателю как удельная тяга, а по величине удельного импульса и удельного расхода топлива он не уступает идеальному ПВРД.

Авторы выражают глубокую признательность В.В. Власенко (ЦАГИ) за плодотворное обсуждение работы.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант 11-08-01297).

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Фролов С.М.* Импульсные детонационные двигатели: введение // Импульсные детонационные двигатели. М.: Торус Пресс, 2006. С. 19.
2. *Иванов В.С., Фролов С.М.* // Хим. физика. 2011. Т 30. № 7. С. 48.
3. *Kailasanath K.* // AIAA J. 2000. V. 38. № 9. P. 1698.
4. *Roy G.D., Frolov S.M., Borisov A.A., Netzer D.W.* // Progress in Energy and Combust. Science. 2004. V. 30. Issue 6. P. 545.
5. *Jones W.P., Launder B.E.* // Intern. J. of Heat and Mass Transfer 1972. V. 15. P. 301.
6. *Patankar S.V., Spalding D.B.* // Intern. J. Heat Mass Transfer. 1972. V. 15. P. 1787.
7. *Launder, B.E., Spalding, D.B.* // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. 1974. V. 3. P. 269.
8. *Kurzke J.* // RTO-AVT-VKI Lecture series 2010-AVT 185. Belgium. Von Karman Institute for Fluid Dynamics. 2010. P. 2.1.
9. *Frolov S.M., Ivanov V.S.* // In: Deflagrative and Detonative Combustion. Eds. G. Roy, S. Frolov. Moscow: Torus Press. 2010. P. 133.