

МЕХАНИКА

Научная статья

УДК 62.5

DOI: [10.34759/trd-2021-120-04](https://doi.org/10.34759/trd-2021-120-04)

Математическая модель процессов обтекания тела с газодинамическими органами управления набегающим высокоскоростным потоком

Евгений Борисович Панфилов

Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург, Россия

vka@mil.ru

Аннотация. В работе представлена математическая модель обтекания высокоскоростным потоком тела с газодинамическими органами управления, которая учитывает процессы химической кинетики, протекающие в воздухе при высоких температурах. Набегающий высокоскоростной поток представлен химически активной смесью, состоящей из пяти компонентов. Проведенная верификация математической модели показала, что данные, получаемые в результате моделирования, имеют достаточную точность и позволяют проводить изучение процессов, протекающих вблизи тела с газодинамическими органами управления обтекаемого высокоскоростным потоком.

Ключевые слова: газодинамические органы управления, высокоскоростной поток, химическая кинетика

Для цитирования: Панфилов Е.Б. Математическая модель процессов обтекания тела с газодинамическими органами управления набегающим высокоскоростным потоком // Труды МАИ. 2021. №120. DOI: [10.34759/trd-2021-120-04](https://doi.org/10.34759/trd-2021-120-04)

MECHANICS

Original article

Mathematical model of the flow processes around a body with gas-dynamic controls for the high-speed flow

Evgeny B. Panfilov

Military space Academy named after A.F. Mozhaisky, Saint Petersburg, Russia

vka@mil.ru

Abstract. The objects interaction with a high-speed flow is accompanied by the occurrence of high dynamic and thermal loads. At the same time, it is necessary to ensure the reliability of functioning and the efficiency of movement control. One of the directions for improving the aircraft movement control efficiency is the development of gas-dynamic movement controls, movement stabilization and reduction of temperature loads on surface areas. In this regard, it is necessary to correctly determine the thermal regimes of the most heat-loaded areas of the aircraft surfaces. For this purpose, the study of thermo-gasdynamic processes near a conical surface with the presence of gas injection into a high-speed flow was carried out. A mathematical model of a high-speed flow around a body with the presence of gas injection into a high-speed flow is presented, which takes into account the processes of chemical kinetics that occur in air at high temperatures. The air was considered as a mixture of five components (O₂, N₂, O, N, NO). In the first approximation, for the model of chemical kinetics, the initial five reactions of the Park K.

model are applied. With regard to motion in the upper layers of the atmosphere, these reactions describe the main features of the processes occurring in air at high temperatures. The rate constants of each forward and reverse reaction are determined using the generalized Arrhenius formula. Investigations of the processes were carried out in a high-speed flow ($M_\infty = 10$) of a conical surface ($\theta = 10^\circ$) with gas injection holes located along the generatrix at a distance $x/l = 0.3, 0.6, 0.9$ from the nose. Free stream parameters: $P_\infty = 79.8$ Pa, $T_\infty = 270.7$ K, mass fraction $\gamma_{N_2} = 0.767$, $\gamma_{O_2} = 0.233$. The parameters of the injected jets $T_j = 293$ K, $J = 4.95$ is the coefficient of penetration of the gas jet into the high-speed flow [4,5]. The mathematical model was verified by comparing the results obtained in a numerical experiment with the data of [7] and [8]. A good correlation of the calculation results was obtained. Small differences in data may depend on the choice of the chemical kinetics model and, accordingly, the reaction rate constants. Verification of the results obtained using the mathematical model with the results obtained experimentally showed a good visual coincidence of the shock-wave structure. Application of the model of chemical kinetics made it possible, in the first approximation, to obtain the thermodynamic parameters of the high-speed flow near the investigated body with the gas-dynamic movement controls with sufficient accuracy. Comparison of the temperature data obtained in the course of the full-scale and numerical experiments showed a discrepancy of the order of 18 - 23%. The data obtained in the course of the research showed that the developed mathematical model gives sufficiently accurate results and allows them to be used in the study of processes occurring near a body in a high-speed stream with a gas-dynamic movement controls.

Keywords: gas-dynamic controls, high-speed flow, chemical kinetics

For citation: Panfilov E.B. Mathematical model of the flow processes around a body with gas-dynamic controls for the high-speed flow. *Trudy MAI*, 2021, no. 120. DOI: [10.34759/trd-2021-120-04](https://doi.org/10.34759/trd-2021-120-04)

Введение

Взаимодействие объектов с высокоскоростным потоком сопровождается возникновением высоких динамических и тепловых нагрузок. При этом необходимо обеспечивать надежность функционирования и эффективность управления. Одним из направлений совершенствования эффективности управления движением летательных аппаратов является развитие газодинамических органов управления (ГОУ), стабилизация движения и снижение температурных нагрузок на участки поверхности. Не менее важным вопросом является достоверное описание тепло-массообменных процессов на поверхности высокоскоростных аппаратов. Решение задач данного рода позволяет при проектировании перспективных аппаратов получить необходимые геометрические, весовые и другие параметры, а также корректно определить характеристики тепловой защиты. В связи с этим крайне необходимо верно определить тепловые режимы наиболее теплонагруженных участков поверхностей летательного аппарата. Для этого в работе проводилось исследование термо-газодинамических процессов вблизи конической поверхности с наличием вдувов газа в высокоскоростной поток.

Математическая модель

При моделировании обтекания тел высокоскоростным потоком актуальным вопросом является корректное описание свойств газовой среды, так как при данных условиях газ в сжатом и пограничном слое становится химически активным. В воздушной среде, состоящей в основном из кислорода и азота, возможно протекание большого количества различных реакций, таких как реакции диссоциации – рекомбинации, обменные реакции, реакции ионизации, перезарядки, ассоциации ионов и нейтральных частиц, захвата электронов и нейтрализации [1]. Результатом протекания данных реакций является изменение процессов тепло-массообмена между потоком и поверхностью объекта исследования. Так как при этом воздух становится многокомпонентным газом необходимо проводить совместное решение уравнений Навье-Стокса.

Воздушная среда рассматривалась в виде смеси из пяти компонентов (O_2 , N_2 , O , N , NO). Для вычисления парциальной плотности каждой i -ой компоненты смеси применялось уравнение состояния:

$$\rho_i = \frac{P_i}{R_i T}, \text{ где } P_i - \text{ парциальное давление } i\text{-ой компоненты в составе смеси; } R_i = \frac{R_u}{M_i} -$$

газовая постоянная; R_u - универсальная газовая постоянная;

M_i – мольная масса i -го компонента.

Термодинамические параметры смеси вычисляются следующим образом:

плотность $\rho_{см} = \frac{P_{см}}{R_{см} T}$; давление $P_{см} = \sum_{i=1}^n P_i$; газовая постоянная

$R_{cm} = R_{\mu}/M_{cm}$; мольная масса $M_{cm} = \sum_{i=1}^n C_i M_i$; энтальпия $i = \sum_{i=1}^n C_i i_i$; средняя удельная теплоемкость $C_{p,cm} = \sum_{i=1}^n C_i c_{p,i}$; теплопроводность

$$\lambda_{cm} = \sum_{i=1}^n \frac{X_i \lambda_i}{\sum_j X_j \varphi_{ij}}; \text{ динамическая вязкость } \mu_{cm} = \sum_{i=1}^n \frac{X_i \mu_i}{\sum_{j=1}^m X_j \varphi_{ij}}.$$

В первом приближении для модели химической кинетики применены начальные пять реакций модели Парка К. [2], представленных в таблице 1. Применительно к движению в верхних слоях атмосферы данные реакции описывают основные особенности процессов, протекающих в воздухе при высоких температурах.

Таблица 1.

№ реакции	Реакция
1	$O_2 + M \rightleftharpoons 2O + M$
2	$N_2 + M \rightleftharpoons 2N + M$
3	$NO + M \rightleftharpoons N + O + M$
4	$NO + O \rightleftharpoons O_2 + N$
5	$N_2 + O \rightleftharpoons NO + N$

Для всех компонентов, участвующих в реакциях, необходимо решать уравнение (1) переноса массы.

$$\frac{d}{dt}(\rho_i C_i) + \nabla(\rho_i \vec{v} C_i) = -\nabla \vec{g}_i + \omega_i + S_i, \quad (1)$$

$$\omega_i = M_{w,i} \sum_{r=1}^{N_R} R_{i,r},$$

где C_i - локальная массовая концентрация i -го компонента;

g_i - диффузионный поток i -го компонента; ω_i - скорость образования i -го компонента в химических реакциях; S_i - скорость образования i -го компонента за счёт наличия дополнительных источников, $M_{w,i}$ - мольная масса i -го компонента;

N_R – количество химических реакций в расчете; $R_{i,r}$ – мольная скорость образования i -го компонента реакции r , вычисленная по уравнению химической кинетики скорости образования

i -го компонента в ходе неравновесной химической реакции.

Мольная скорость образования i -го компонента реакции r для неравновесной химической реакцией записывается в следующем виде:

$$R_{i,r} = \Gamma(v''_{i,r} - v'_{i,r})(k_{f,r} \prod_{j=1}^N [X_{j,r}]^{\eta'_{i,r}} - k_{b,r} \prod_{j=1}^N [X_{j,r}]^{\eta''_{i,r}}), \quad (2)$$

$$\Gamma = \sum_j^N \gamma_{i,r} X_j,$$

где: $X_{j,r}$ – мольная концентрация компонента j в реакции r (Кмоль/м³); $\eta'_{i,r}$ – показатель степени для реагента j в реакции r ;

$v'_{i,r}$ – стехиометрический коэффициент для реагента j в реакции r ;

$v''_{i,r}$ – показатель степени для продукта j в реакции r ; Γ – коэффициент, учитывающий влияние третьих тел на скорость реакции; $k_{f,r}$ – константа скорости прямой реакции; $k_{b,r}$ – константа скорости обратной реакции,

$\gamma_{i,r}$ – эффективность компонента j в реакции r как третьего тела;

X_j – мольная концентрация компонента j .

Константы скорости каждой прямой и обратной реакций определяются при помощи обобщенной формуле Аррениуса:

$$k_{f(r),n} = A_{f(r),n} T^{n_{f(r),n}} e^{-E_{f(r),n}/kT}, \quad (3)$$

где: $A_{f(r),n}$ – предэкспоненциальный фактор,

$n_{f(r),n}$ – температурный показатель, $E_{f(r),n}$ – энергия активации реакции.

Лучистый теплообмен описывался моделью дискретных ординат в классической формулировке [3].

Постановка задачи

Проведены исследования процессов при обтекании высокоскоростным потоком ($M_\infty = 10$) конической поверхности ($\theta = 10^\circ$) с отверстиями вдува газа, расположенными по образующей на расстоянии $x/l = 0.3, 0.6, 0.9$ от носка.

Параметры набегающего потока: $P_\infty = 79.8$ Па, $T_\infty = 270.7$ К, массовая доля $\gamma_{N_2} = 0.767$, $\gamma_{O_2} = 0.233$. Параметры вдуваемых струй

$T_j = 293$ К, $J = 4.95$ – коэффициент проникновения струи газа в набегающий поток [4,5].

Выдув струй газа происходил поперек потока из отверстий, находящихся на боковой поверхности модели (рисунок 1).

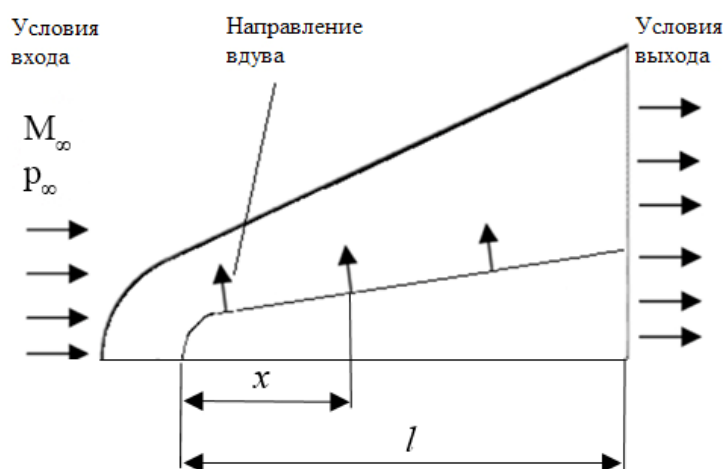


Рисунок 1 – Граничные условия

Коническая поверхность принята полностью непрозрачной с диффузным отражением и коэффициентом черноты 0.8. В первом приближении для каждого компонента смеси задавались значения энтропии и энтальпии при нормальных условиях. Для вычисления коэффициента бинарной диффузии использовалось модифицированное соотношение Чемпена-Энскога.

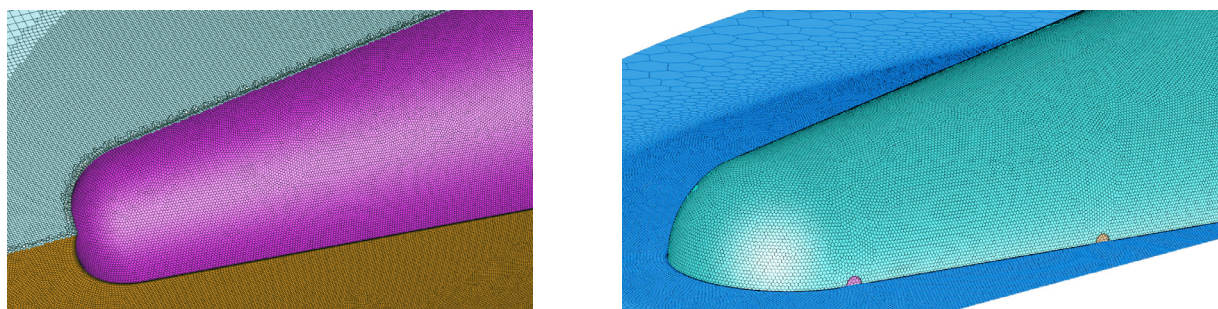
При расчете лучистого теплообмена коэффициент поглощения для газовой среды вычислялся как функция температуры с учетом свойств каждого i -го компонента по закону для смеси серых газов [6].

При помощи модели конечной скорости химической реакции учитывались процессы диссоциации и рекомбинации.

Расчетная область построена с учетом условий формирования скачка уплотнения при движении на высоких скоростях. Границы расчетной области включают в себя всю возмущенную область течения вблизи исследуемого тела.

Для описания расчетной области применялась гибридная полигексаэдрическая сетка (рисунок 2) со сгущениями в областях больших градиентов газодинамических параметров (места образования отсоединенного скачка уплотнения и зоны вблизи вдува газа).

Проведенные ранее исследования серии расчетов показали, что для хорошего совпадения численных результатов с экспериментальными данными необходимо применять достаточно подробную сетку как в пограничном слое, так и на фронте ударной волны.

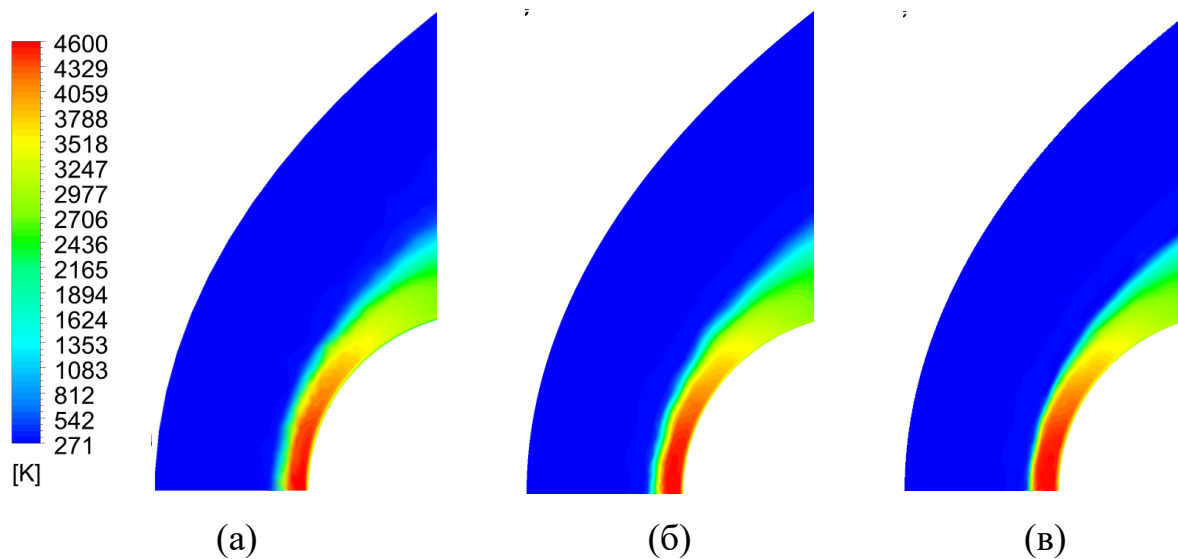


(а)

(б)

Рисунок 2 – Расчетная сетка вблизи поверхности тела (а,б)

На рисунке 3 представлены поля распределения температур, полученные в результате начальной расчетной сетки и после проведения последовательно двух адаптаций, для дальнейших расчетов использовался вариант показанный на рисунке 3 (в).



(а)

(б)

(в)

Рисунок 3 – Поля распределения температур по результатам проведения адаптации сетки.

а) – 0,263 млн узлов; б) - 0,619 млн узлов; в) - 1,369 млн узлов

Результаты численных исследований

Вдув газа с конической поверхности модели в набегающий высокоскоростной поток приводит к появлению управляющих усилий, состоящих из суммы равнодействующей давления на стенку тела и реактивной силы струи [16-20].

На рисунке 4 представлены поля распределения давлений, видно что перед местами вдувов струй появляются зоны повышенного давления, образуя момент тангажа. Также показано влияние на аэродинамические характеристики (рисунок 5).

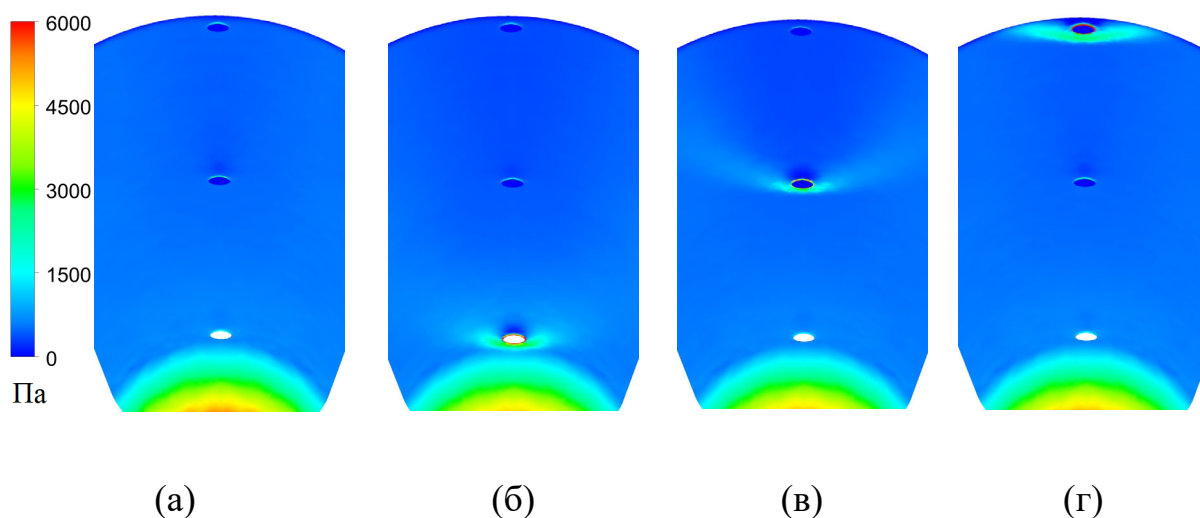


Рисунок 4 – Распределение давлений по конической поверхности с наличием вдувов

а) без выдува, б) $x/l = 0.3$, в) $x/l = 0.6$, г) $x/l = 0.9$

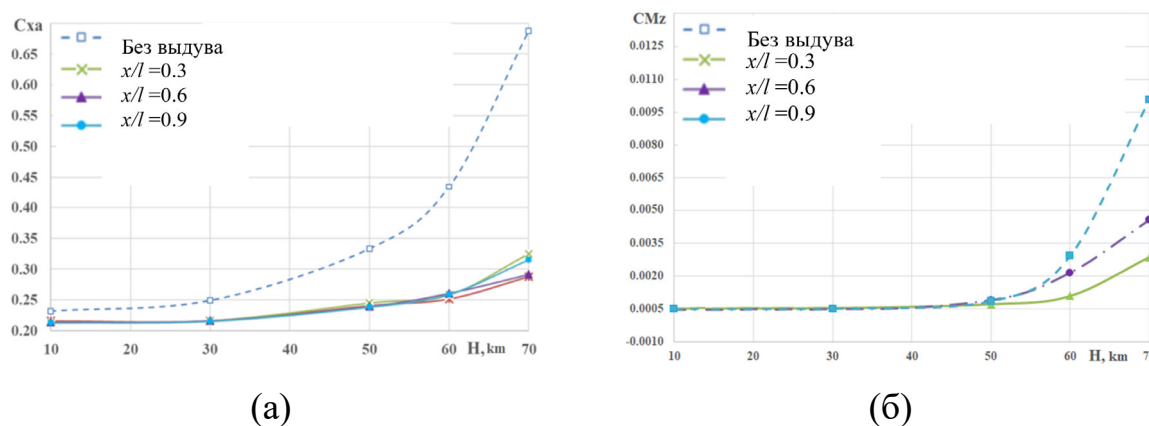


Рисунок 5 – Зависимость коэффициента лобового сопротивления (C_{xa}) (а) и коэффициента момента тангажа (C_{MZ}) (б) модели от H_{∞} тела для разных x/l

На рисунке 5 (а) показана зависимость C_{xa} от высоты движения тела с использованием газодинамических органов управления. Результаты расчета показали, что C_{xa} независимо от места вдува меньше, чем в расчетах модели без вдува (рисунки 4 и 3). С увеличением высоты движения тела величина скоростного напора падает. При этом скорость звука и коэффициент динамической вязкости на заданных высотах меняется незначительно в сравнении с плотностью. В результате происходит снижение числа Re_∞ и увеличение C_{xa} (рисунок 5 а).

Зависимость C_{MZ} от давления p_∞ набегающего потока показана на рисунке 5 (б). Учитывая сохранение величины реактивной силы струи вдува, снижение давления p_∞ и скоростного напора, получаем, что в верхних слоях атмосферы повышается эффективность газодинамических органов управления.

На рисунке 6 показано распределение температуры по конической поверхности с различными вариантами вдува газа в набегающий высокоскоростной поток. По результатам расчета видно, что наличие выдува приводит к значительному снижению температуры на поверхности объекта исследования.

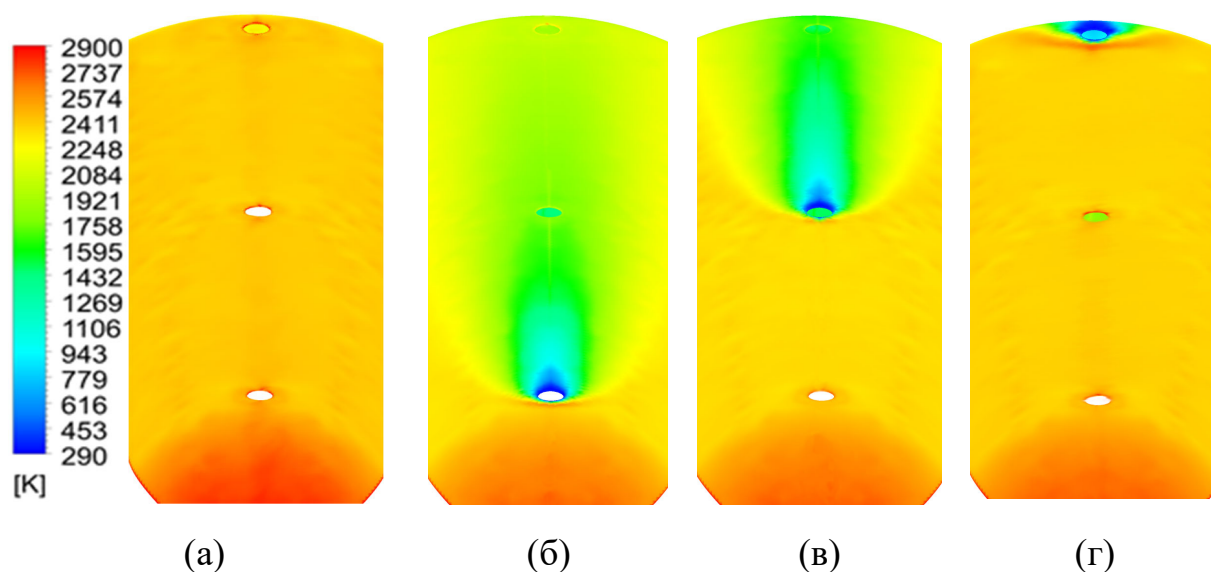
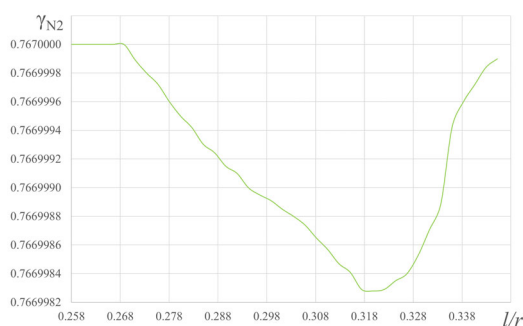


Рисунок 6 – Распределение температуры по конической поверхности с

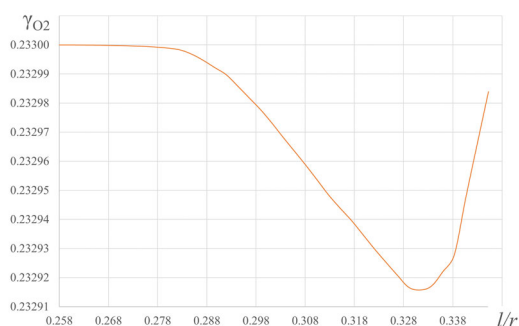
НАЛИЧИЕМ ВЫДУВОВ

а) без выдува, б) $x/l = 0.3$, в) $x/l = 0.6$, г) $x/l = 0.9$

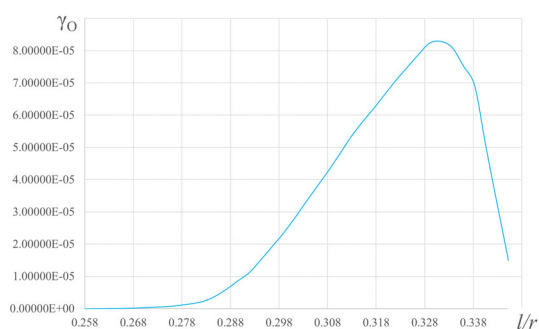
На рисунке 7 показаны распределения массовых концентраций компонентов воздушной смеси (N_2 , O_2 , N , O , NO) по нормали к поверхности в сжатом слое. В результате протекания химических реакций происходит изменение массовой доли компонентов воздушной смеси. При данной скорости набегающего потока изменения в массовых долях достаточно малы.



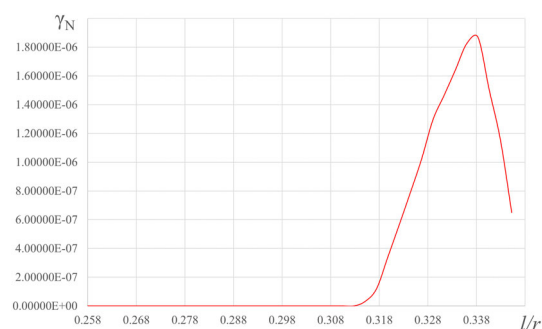
(а)



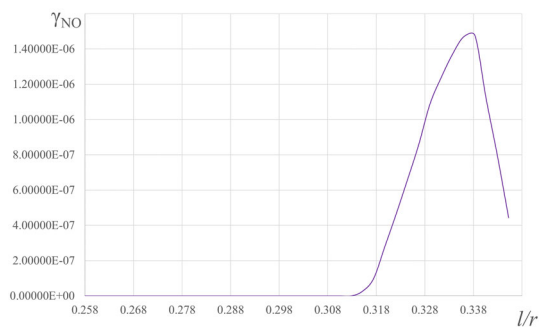
(б)



(в)



(г)



(д)

Рисунок 7 – Распределение массовых долей по нормали к поверхности вблизи линии торможения.

Проведена верификация математической модели, учитывающей химическую кинетику, с результатами представленными в работах [7] и [8]. На рисунке 8 показаны графики распределения безразмерной температуры и безразмерного давления вдоль критической линии тока вблизи точки торможения.

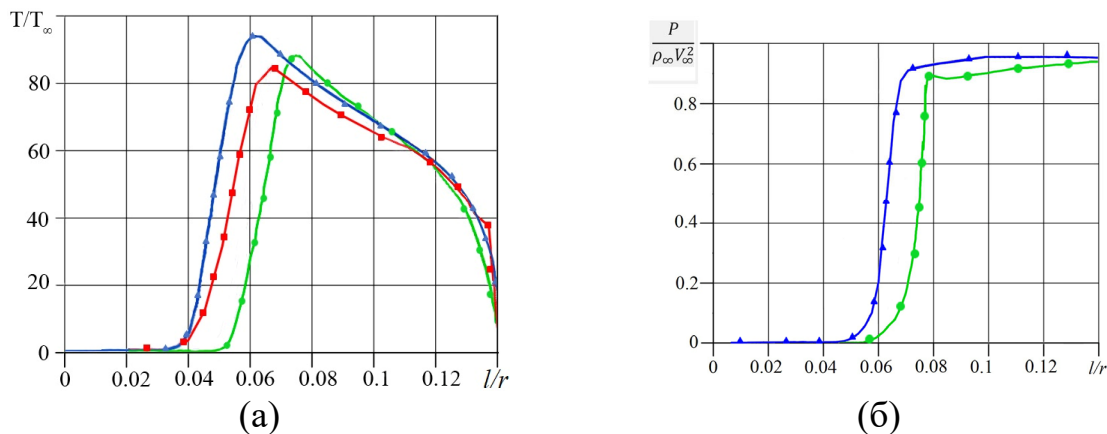


Рисунок 8 - Распределение безразмерных величин вдоль критической линии тока

а) безразмерная температура б) безразмерное давление
 — математическая модель ; — источник [7]; — источник [8]

Представленные результаты показали, что данные имеют хорошее совпадение.

Погрешность в определении положения головного скачка уплотнения составляет

12%. Также имеется некоторое завышение максимального значения безразмерной температуры на 8%.

Сравнение шпирен-теневых картин численных и натуральных экспериментальных исследований представлены на рисунках 9 и 10. При вдуве струи газа в набегающий гиперзвуковой поток возникает сложная ударно-волновая структура, о чем свидетельствуют экспериментально полученные теневые картины обтекания тела с ГОУ (рисунок 5) [5, 9,10-15].

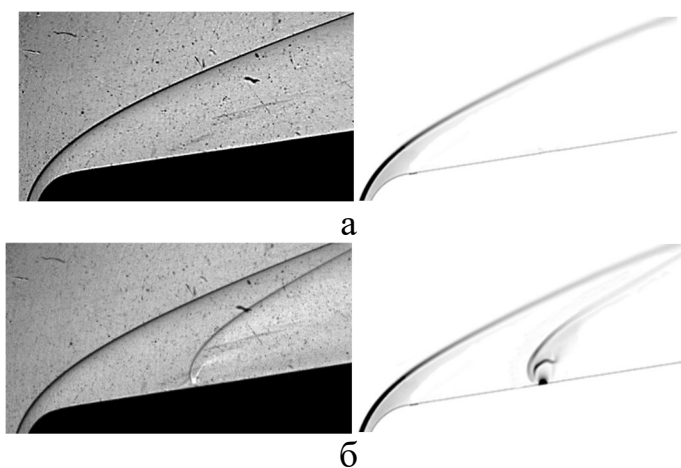


Рисунок 9 – Сравнение картин обтекания полученные в результате проведения натуральных (справа) и численных (слева) экспериментов
а) без вдува б) с вдувом

Как видно из рисунка, прослеживается визуальное совпадение картин обтекания. Наличие вдува изменяет ударно-волновую структуру, видны скачок уплотнения над вдувом струи и газорасширительная область вблизи вдува.

Верификация поля температур вблизи исследуемого тела проводилась путем сравнения результатов численного и натурального экспериментов [5].

На рисунке 10 показано изменение расчетной температуры вдоль критической линии тока вблизи поверхности модели в зависимости от места расположения вдува газа. Можно заметить, что в зоне формирования ударной волны у носка поверхности и в местах перед вдувом газа температура резко возрастает за счет трансформации кинетической энергии набегающего потока в тепловую энергию поступательного движения частиц, далее происходит снижение температуры за счет процессов диссоциации.

За вдуваемой струей газа происходит достаточно сильное охлаждение поверхности (рисунок 10). Вдув расположенный вблизи носка модели ($x/l=0.3$) имеет наибольшую эффективность с точки зрения величины охлаждаемой поверхности.

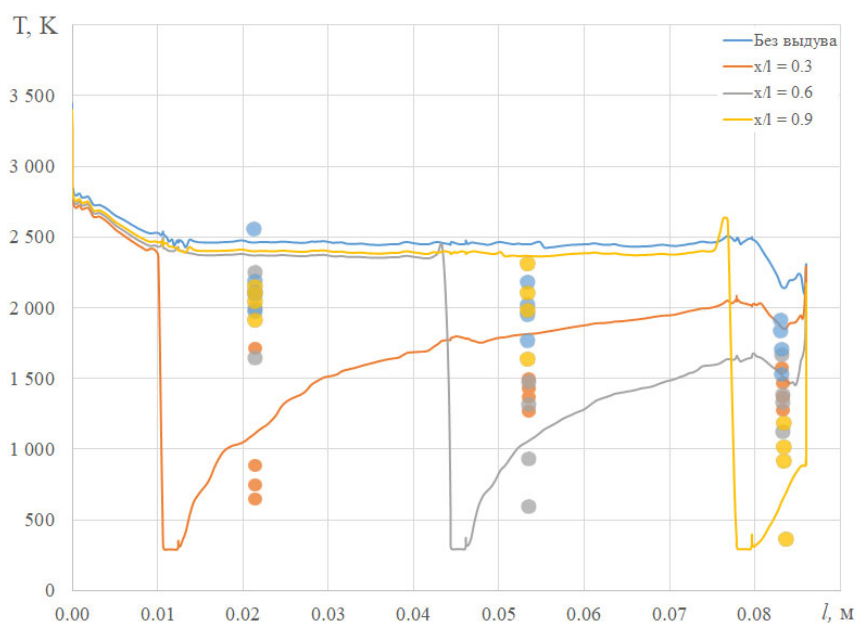


Рисунок 10 – Распределение температуры вдоль критической линии тока по конической поверхности с наличием вдувов газа.

— численный эксперимент ● натурные эксперименты

Сравнение результатов натурного и численного экспериментов показало расхождение порядка 18 – 23% для вдувов при $x/l=0.3$ и $x/l=0.6$. При $x/l=0.9$ расхождение между полученными данными составляет порядка 27 – 30 %. Увеличение разницы между результатами может быть связано со срывом потока в конце конической поверхности и образованием зон рециркуляции давления.

Заключение

Представлена математическая модель обтекания высокоскоростным потоком тела с наличием вдува газа в высокоскоростной поток, которая учитывает процессы химической кинетики, протекающие в воздухе при высоких температурах.

Математическая модель была верифицирована путем сравнения результатов, полученных в численном эксперименте с данными работ [7] и [8]. Получена хорошая корреляция результатов расчетов. Небольшие различия в данных могут зависеть от выбора модели химической кинетики и, соответственно, констант скорости реакции.

Верификация результатов полученных с помощью математической модели с результатами полученными экспериментальным путем показала хорошее визуальное совпадение ударно-волновой структуры.

Применение модели химической кинетики позволило в первом приближении получить термодинамические параметры течения высокоскоростного потока вблизи исследуемого тела с ГОУ с достаточной точностью. Сравнение данных по

температурам, полученным в ходе проведения натурного и численного экспериментов, показало расхождение порядка 18 – 23%.

Данные полученные в ходе исследований показали, что разработанная математическая модель дает достаточно точные результаты и позволяет использовать их при изучении процессов, протекающих вблизи тела обтекаемого высокоскоростным потоком с ГОУ.

Список источников

1. Bortner M.H. Chemical kinetics in a reentry flow field, King of Prussia, Pennsylvania, General Electric Space Sciences Laboratory, Missile and Space Division, 1963, 77 p.
2. Park C. Assessment of Two-Temperature Kinetic Model for Ionizing Air // Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1987, vol. 3, no. 3, DOI:[10.2514/3.28771](https://doi.org/10.2514/3.28771)
3. Chui E.H., Raithby G.D. Computation of Radiant Heat Transfer on a Non-Orthogonal Mesh Using the Finite-Volume Method // Numerical Heat Transfer, 1993, part B, no. 23, pp. 269-288. URL: <https://doi.org/10.1080/10407799308914901>
4. Волков К.Н., Емельянов В.Н., Яковчук М.С. Численное моделирование взаимодействия поперечной струи со сверхзвуковым потоком с использованием различных моделей турбулентности // Прикладная механика и техническая физика. 2015. Т. 56. № 5(333). С. 64-75. DOI [10.15372/PMTF20150505](https://doi.org/10.15372/PMTF20150505)
5. Панфилов Е.Б., Шевченко А.В., Прилуцкий И.К., Сназин А.А. Оценка управляющих усилий газодинамических органов управления летательных аппаратов на гиперзвуковых режимах полета с использованием гиперзвуковой

- аэродинамической трубы ИТ-1М // Труды МАИ. 2021. № 118. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=158212>. DOI: [10.34759/trd-2021-118-03](https://doi.org/10.34759/trd-2021-118-03)
6. Зельдович Я.Б., Райзер Ю.П. Физика ударных волн и высокотемпературных гидродинамических явлений: монография. - М.: Наука. Гл. редакция физико-математической литературы, 1966. - 686 с.
 7. Dellinger T.C. Computation of nonequilibrium merged stagnation shock layers by successive accelerated replacement // AIAA Paper, 1969, no. 69-655.
 8. Widhopf G.F., Wang J.C.T. A TVD Finite-Volume Technique for Nonequilibrium Chemically Reacting Flows // AIAA Paper, 1988, no. 88-2711. URL: <https://doi.org/10.2514/6.1988-2711>
 9. Сназин А.А., Шевченко А.В., Панфилов Е.Б., Прилуцкий И.К. Исследование взаимодействия недорасширенной газовой струи, выдуваемой из тела, с высокоскоростным набегающим потоком // Труды МАИ. 2021. № 119. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=159782>. DOI: [10.34759/trd-2021-119-05](https://doi.org/10.34759/trd-2021-119-05)
 10. Головкин М.А., Головкина Е.В. Визуализация структур течения в окрестности моделей летательных аппаратов в гидродинамической трубе малых скоростей (самолетные аэродинамические компоновки) // Труды МАИ. 2016. № 90. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=74633>
 11. Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н., Калугин В.Т. Аэродинамика отрывных течений. - М.: Высшая школа, 1988. – 348 с.
 12. Антонов Р.В., Гребенкин В.И., Кузнецов Н.П. и др. Органы управления вектором тяги твердотоплевных ракет: расчет конструктивные особенности,

эксперимент: монография. - Москва-Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2006. – 552 с.

13. Шевченко А.В. и др. Экспериментальная установка на основе импульсной аэродинамической трубы для определения газодинамических параметров потока вблизи гиперзвукового летательного аппарата // Труды ВКА имени А.Ф.Можайского. 2018. № 665. С. 237-246.

14. Прокопенко Е.А., Шевченко А.В., Яшков С.А. Верификация результатов численного моделирования силы лобового сопротивления гиперзвукового потока, действующей на элементы конструкции объектов ракетно-космической техники // Труды ВКА имени А.Ф.Можайского. 2019. № 671. С. 368-376.

15. Ротэрмель А.Р., Яшков С.А., Шевченко В.И. Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик летательного аппарата в сверхзвуковой аэродинамической трубе СТ-3 с использованием программно-аппаратного комплекса // Труды МАИ. 2021. № 119 URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=159783>. DOI [10.34759/trd-2021-119-06](https://doi.org/10.34759/trd-2021-119-06)

16. Ларина Е.В., Крюков И.А., Иванов И.Э. Моделирование осесимметричных струйных течений с использованием дифференциальных моделей турбулентной вязкости // Труды МАИ. 2016. № 91. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=75565>

17. Кудимов Н.Ф., Сафронов А.В., Третьякова О.Н. Численное моделирование взаимодействия многоблочных сверхзвуковых турбулентных струй с преградой // Труды МАИ. 2013. № 70. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=44440>

18. ZhongW., Zhang, T., Tamura T. CFD Simulation of Convective Heat Transfer on Vernacular Sustainable Architecture: Validation and Application of Methodology // Sustainability, 2019, no. 11(15), pp. 4231. DOI:[10.3390/su11154231](https://doi.org/10.3390/su11154231)
19. Michalcová V., Lausová L., Kološ I. Numerical modelling of flow around thermally loaded object // MATEC Web of Conferences, 2017, no. 107, pp. 00082. DOI:[10.1051/mateconf/201710700082](https://doi.org/10.1051/mateconf/201710700082)
20. Hubova O., Veghova I., Kralik J. Experimental and numerical investigation of in-line standing circular cylinders in steady and turbulent wind flow // IOP Conference Series Materials Science and Engineering, 2019, no. 603, pp. 032008. DOI:[10.1088/1757-899X/603/3/032008](https://doi.org/10.1088/1757-899X/603/3/032008)

References

1. Bortner M.H. *Chemical kinetics in a reentry flow field*, King of Prussia, Pennsylvania, General Electric Space Sciences Laboratory, Missile and Space Division, 1963, 77 p.
2. Park C. Assessment of Two-Temperature Kinetic Model for Ionizing Air, *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 1987, vol. 3, no. 3, DOI:[10.2514/3.28771](https://doi.org/10.2514/3.28771)
3. Chui E.H., Raithby G.D. Computation of Radiant Heat Transfer on a Non-Orthogonal Mesh Using the Finite-Volume Method, *Numerical Heat Transfer*, 1993, part B, no. 23, pp. 269-288. URL: <https://doi.org/10.1080/10407799308914901>
4. Volkov K.N., Emel'yanov V.N., Yakovchuk M.S. *Prikladnaya mekhanika i tekhnicheskaya fizika*, 2015, vol. 56, no. 5(333), pp. 64-75. DOI [10.15372/PMTF20150505](https://doi.org/10.15372/PMTF20150505)

5. Panfilov E.B., Shevchenko A.V., Prilutskii I.K., Snazin A.A. *Trudy MAI*, 2021, no. 118. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=158212>. DOI: [10.34759/trd-2021-118-03](https://doi.org/10.34759/trd-2021-118-03)
6. Zel'dovich Ya.B., Raizer Yu.P. *Fizika udarnykh voln i vysokotemperaturnykh gidrodinamicheskikh yavlenii* ((Physics of shock waves and high-temperature hydrodynamic phenomena), Moscow, Nauka, 1966, 686 p.
7. Dellinger T.C. Computation of nonequilibrium merged stagnation shock layers by successive accelerated replacement, *AIAA Paper*, 1969, no. 69-655.
8. Widhopf G.F., Wang J.C.T. A TVD Finite-Volume Technique for Nonequilibrium Chemically Reacting Flows, *AIAA Paper*, 1988, no. 88-2711. URL: <https://doi.org/10.2514/6.1988-2711>
9. Snazin A.A., Shevchenko A.V., Panfilov E.B., Prilutskii I.K. *Trudy MAI*, 2021, no. 119. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=159782>. DOI: [10.34759/trd-2021-119-05](https://doi.org/10.34759/trd-2021-119-05)
10. Golovkin M.A., Golovkina E.V. *Trudy MAI*, 2016, no. 90. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=74633>
11. Krasnov N.F., Koshevoi V.N., Kalugin V.T. *Aerodinamika otryvnykh techenii* (Separated flow aerodynamics), Moscow, Vysshaya shkola, 1988, 348 p.
12. Antonov R.V., Grebenkin V.I., Kuznetsov N.P. et al. *Organy upravleniya vektorom tyagi tverdotoplevnykh raket: raschet konstruktivnye osobennosti, eksperiment* (Thrust vector controls for solid-propellant rockets: calculation, design features, experiments), Moscow-Izhevsk, NITs «Regulyarnaya i khaoticheskaya dinamika», 2006, 552 p.
13. Shevchenko A.V. et al. *Trudy VKA imeni A.F.Mozhaiskogo*, 2018, no. 665, pp. 237-246.

14. Prokopenko E.A., Shevchenko A.V., Yashkov S.A. *Trudy VKA imeni A.F.Mozhaiskogo*, 2019, no. 671, pp. 368-376.
15. Rotermel' A.R., Yashkov S.A., Shevchenko V.I. *Trudy MAI*, 2021, no. 119. <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=159783>. DOI [10.34759/trd-2021-119-06](https://doi.org/10.34759/trd-2021-119-06)
16. Larina E.V., Kryukov I.A., Ivanov I.E. *Trudy MAI*, 2016, no. 91. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=75565>
17. Kudimov N.F., Safronov A.V., Tret'yakova O.N. *Trudy MAI*, 2013, no. 70. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=44440>
18. ZhongW., Zhang, T., Tamura T. CFD Simulation of Convective Heat Transfer on Vernacular Sustainable Architecture: Validation and Application of Methodology, *Sustainability*, 2019, no. 11(15), pp. 4231. DOI:[10.3390/su11154231](https://doi.org/10.3390/su11154231)
19. Michalcová V., Lausová L., Kološ I. Numerical modelling of flow around thermally loaded object, *MATEC Web of Conferences*, 2017, no. 107, pp. 00082. DOI:[10.1051/mateconf/201710700082](https://doi.org/10.1051/mateconf/201710700082)
20. Hubova O., Veghova I., Kralik J. Experimental and numerical investigation of in-line standing circular cylinders in steady and turbulent wind flow, *IOP Conference Series Materials Science and Engineering*, 2019, no. 603, pp. 032008. DOI:[10.1088/1757-899X/603/3/032008](https://doi.org/10.1088/1757-899X/603/3/032008)

Статья поступила в редакцию 08.10.2021; одобрена после рецензирования 15.10.2021; принята к публикации 22.10.2021.

The article was submitted 08.10.2021; approved alter reviewiang 15.10.2021; accepted for publication 22.10.2021