

Increase of Ship Power Plants Gas-Air Cooler Efficiency

Dymo B.V.¹, Voloshyn A.Y.², Yepifanov A.E.¹, Kuznetsov V.V.¹

¹Admiral Makarov National University of Shipbuilding

²State Research & Design Shipbuilding Center
Mykolaiv, Ukraine

Abstract. Results of theoretical and experimental study of a gas-air cooler used to reduce the temperature of the exhaust gases of engines and boilers of ship power plants and the heat radiation of the chimney are presented in this paper. A Computational Fluid Dynamic (CFD) model of the gas-air cooler designed as an inhomogeneous ejector with a nozzle apparatus was developed. As a result of numerical simulation, the fields of temperature, pressure and velocity distributions along the gas-air cooler cross-sections were obtained. An experimental study of working model of the gas-air cooler at a scale of 1:5 was carried out. In the self-similarity region, characterized by Reynolds numbers $(3.0-3.8) \cdot 10^5$, the values of the resistance coefficient of the gas-air cooler model in the confidence interval $\pm 4.4\%$ fit on the line $\zeta_m = 2.52$. A comparative analysis of the characteristics of gas-air flow, obtained during numerical simulation, with the results of thermal testing of working model of the gas-air cooler is given. The error in calculating of gas-air mixture temperature at the exit section of the gas-air cooler at 100 % load is 4.6 %. The CFD-modeling allows making calculations and optimization of new designs of the gas-air cooler at the design stage without carrying out thermal engineering tests both in the main and partial modes of operation.

Keywords: gas-air cooler, exhaust gases, mixing, self-similarity, experimental research, CFD-modeling.

Îmbunătățirea eficienței răcitorului gaz-aer a instalației energetice a navei

Dymo B.V.¹, Voloshyn A.Y.², Yepifanov A.E.¹, Kuznetsov V.V.¹

¹Universitatea Națională de Construcții Navale Admiral Makarov

²Întreprinderea de Stat "Centrul de cercetări și proiectări navale"
Micolaiv, Ucraina

Rezumat. Lucrarea prezintă rezultatele studiilor teoretice și experimentale ale răcitorului de gaz-aer (RGA) ale gazele de eșapament ale motoarelor și cazanelor instalațiilor energetice navale utilizat pentru diminuarea intensității radiației termice a coșului de fum și a făcliei gazoase. S-a elaborat procedeul preliminar de estimare a gabaritelor echipamentului RGA conceput ca ejector neomogen cu un aparat cu duză. Procedeul se bazează pe ecuațiile de balanțe materiale și termice ale substanțelor de lucru ale RGA. S-a stabilit posibilitatea modelării și studiilor experimentale ale proceselor de lucru în RGA, utilizând modelele fizice cu dimensiuni reduse la vitezele majorate ale gazelor de evacuare pentru valorile criteriului Reynolds $(3.0 \dots 3.8) \cdot 10^5$. Ca rezultat al simulării numerice s-au obținut câmpurile de distribuție a temperaturii, presiunii și vitezei de-a lungul secțiunilor transversale ale răcitorului de gaz-aer. A fost efectuat un studiu experimental al modelului de lucru al răcitorului de aer-gaz la o scară de 1: 5 cu metodă "febrilă" pentru sarcinile 40, 100, 120 și 130%, care acoperă o gamă a valorilor numerelor Reynolds $(1,2 \dots 3,8) \cdot 10^5$. Valorile obținute ale coeficientului de rezistență au constituit $\zeta_m = 2.42 \dots 2.99$. În regimurile de sarcină de 100, 120 și 130% coeficienții de rezistență au valori similare $\zeta_m = 2,42 \dots 2,63$. În domeniul de auto-similaritate valorile coeficientului de rezistență se descriu de ecuația liniară cu coeficientul $\zeta_m = 2.52$ cu intervalul de încredere de $\pm 4,4\%$. Analiză comparativă a caracteristicilor fluxului de aer-gaz obținute în timpul simulării numerice coincid cu rezultatele testelor termice ale modelului funcțional RGA. Eroarea calculării temperaturii amestecului de gaz la ieșirea din coș pentru regimul de sarcină de 100% este de 4.6%. Valorile obținute ale erorilor de calcul demonstrează corectitudinea modelului matematic propus.

Cuvinte-cheie: răcitor gaz-aer, gaze de eșapament, amestecare, autosimilaritate, cercetare experimentală, CFD-modelare.

Повышение эффективности газоздушного охладителя корабельной энергетической установки

Дымо Б.В.¹, Волошин А.Ю.², Епифанов А.А.¹, Кузнецов В.В.¹

¹ Национальный университет кораблестроения имени адмирала Макарова,

² Государственное предприятие «Исследовательский проектный центр кораблестроения»
г. Николаев, Украина

Аннотация. В статье представлены результаты теоретического и экспериментального исследования газоздушного охладителя (ГВО) выпускных газов двигателей и котлов судовых энергетических установок, используемого для снижения интенсивности теплового излучения дымовой трубы и температуры газового факела. Разработана методика предварительной оценки gabаритов ГВО,

выполненного в виде неоднородного эжектора с сопловым аппаратом. Методика основана на уравнениях материального и теплового балансов рабочих веществ ГВО. Установлена возможность проведения модельных и экспериментальных исследований рабочих процессов в ГВО на уменьшенных физических моделях при увеличенных скоростях выпускных газов в области автомодельности, характеризуемой числами Рейнольдса $(3.0...3.8) \cdot 10^5$. Проведено исследование CFD-модели газодинамических процессов в ГВО. В результате численного моделирования получены поля распределений температур, давлений и скоростей по сечениям ГВО. CFD-моделирование позволяет производить расчеты и оптимизацию новых конструкций ГВО на этапе проектирования без проведения теплотехнических испытаний, как на основном, так и на частичных режимах работы. Выполнено экспериментальное исследование рабочей модели ГВО в масштабе 1:5 методом «горячей» продувки на режимах 40, 100, 120 и 130% нагрузки стенда, которые охватывают диапазон чисел Рейнольдса $(1.2...3.8) \cdot 10^5$. Полученные значения коэффициента сопротивления составили $\zeta_m = 2.42...2.99$. На режимах 100, 120 и 130 % нагрузки коэффициенты сопротивления имеют близкие значения $\zeta_m = 2.42...2.63$. В области автомодельности значения коэффициента сопротивления в доверительном интервале ± 4.4 % укладываются на прямую $\zeta_m = 2.52$. Приведен сравнительный анализ характеристик газозвдушного потока, полученных при проведении численного моделирования, с результатами теплотехнических испытаний рабочей модели ГВО. Погрешность расчёта температуры газозвдушной смеси на срезе дымовой трубы на 100 % нагрузке составляет 4.6 %. Полученные значения погрешности расчета показывают корректность работы математической модели.

Ключевые слова: газозвдушный охладитель, выхлопные газы, смешение, автомодельность, экспериментальное исследование, CFD-моделирование.

Постановка проблемы

В современных корабельных энергетических установках (КЭУ) система газовыпуска предназначена как для организации отвода выпускных газов от главных и вспомогательных двигателей и котлов, так и для снижения интенсивности излучения и температуры теплового факела.

В зависимости от типа КЭУ и размещения ее на корабле возможны различные способы отвода выпускных газов в дымовую трубу. Так, на корветах типа «*Visby*» (ВМС Швеция) и «*Amotabo*» (ВМС ЮАР) выпускные газы от двигателя внутреннего сгорания и газотурбинного двигателя отводятся по объединенному газоходу в кормовую часть корпуса над поверхностью воды [19, 22]. На корветах типа «*SAVARs*» (ВМС Израиля) организован отвод в дымовую трубу с охлаждением выпускных газов [5, 20, 22]. Для кораблестроения Украины типичным является отвод и охлаждение газов в дымовой трубе.

Важным фактором, обеспечивающим эффективность работы газовыпускных систем, является недопущение превышения потери давления в них до уровня 2–4 кПа для современных ГТД и 5–10 кПа для корабельных высокооборотных ДВС. Превышение допустимых потерь давления в газовыпускном тракте имеет негативные последствия в виде снижения мощности для движения корабля.

Также необходимо обеспечивать допустимый уровень теплового излучения факела дымовых газов и нагретых поверхностей газовыпускных систем. От этого зависит вероятность определения и поражения корабля системами теплового и инфракрасного наведения [1-4, 6, 7].

Разработка и создание новых эффективных систем газовыпуска являются трудоемким и дорогостоящим процессом, включающим в себя теоретические и экспериментальные исследования, модельные и натурные испытания конструкции и их элементов [6-12, 18].

Для кораблестроения Украины с учетом ограниченного финансирования программ, актуальным являются методы теоретического и математического исследования и проведение физических исследований на геометрически уменьшенных моделях таких устройств.

Целью работы является разработка методики предварительной оценки габаритов газовыпускных устройств КЭУ, создание теоретических основ для их проектирования и проведение модельных испытаний.

Изложение основного материала

Одним из основных элементов газовыпускной системы КЭУ является газозвдушный охладитель (ГВО), в котором происходит окончательная обработка дымовых газов, их очистка, охлаждение и отвод в окружающую среду. Как правило, конструкция ГВО выполняется в виде неоднородного

эжектора и представляет собой кожух дымовой трубы, внутрь которой выводятся газоходы от двигателей и котлов. Газоходы оборудованы сопловыми насадками, обеспечивающими разделение газового факела и увеличения скорости истечения газов. На боковых стенках кожуха ГВО организованы окна подвода охлаждающего воздуха и экран смесителя, обеспечивающий движение воздуха в специальных каналах и, таким образом, охлаждение наружных поверхностей дымовой трубы.

Параметры выпускных газов и наружного воздуха приведены в табл. 1.

Для предварительной оценки габаритов натурального образца ГВО и выбора масштаба модели для ее исследования представим упрощенную расчетную модель камеры смешения ГВО в виде неизотермических потоков выпускных газов от элементов КЭУ, эжектируемого в ГВО воздуха и продуктов их смешения.

Таблица 1.

Параметры выпускных газов и воздуха для предварительной оценки габаритов ГВО

Параметры	Значение
Расход газов на один котел, кг/с	38,5
Температура газов за котлом, °С, (К)	405 (678)
Температура наружного воздуха, °С, (К)	15 (288)

Для приведения потоков масс запишем уравнение теплоэнергетического баланса в виде равенства тепловых потоков, вносимых с выпускными газами Q_g , эжектируемым воздухом Q_a и продуктов их смешения Q_{mix} , т.е.

$$Q_g + Q_a = Q_{mix} + Q_{fl}, \text{ кВт}, \quad (1)$$

где Q_{fl} – тепловой поток, отводимый с внешней стенки камеры смешения ГВО, кВт.

Учитывая то обстоятельство, что ставится задача существенного снижения температуры наружной стенки кожуха дымовой трубы (ДТ), можно пренебречь этой составляющей балансового уравнения (1) и записать это уравнение в виде

$$G_1 \bar{c}_{p1} \bar{t}_1 + G_2 \bar{c}_{p2} \bar{t}_2 = G_3 \bar{c}_{p3} \bar{t}_3, \quad (2)$$

где G_1, G_2, G_3 – массовые расходы газов, воздуха и продуктов их смешения, соответственно, кг/с; $\bar{t}_1, \bar{t}_2, \bar{t}_3$ – их средние температуры, °С; $\bar{c}_{p1}, \bar{c}_{p2}, \bar{c}_{p3}$ – средние удельные массовые теплоемкости, Дж/(кг·К).

Преобразуем уравнение (2) введением коэффициента эжекции n в виде отношения

массовых расходов воздуха и газов. Учтем также, что массовая теплоемкость газов отличается от соответствующего значения для воздуха не более чем на 9%. С учетом этого уравнение (2) преобразуется к виду

$$G_1 \bar{t}_1 + n G_1 \bar{t}_2 = (n + 1) G_1 \bar{t}_3, \quad (3)$$

где n – коэффициент эжекции.

Из уравнения (3), путем преобразования входящих величин, получим:

$$n \frac{\bar{t}_1 - \bar{t}_3}{\bar{t}_3 - \bar{t}_2} \frac{T_1 - T_2}{T_3 - T_2} = \frac{1 - \frac{T_3}{T_1}}{\frac{T_3}{T_1} + \frac{T_2}{T_1}} = \frac{1 - \tau'}{\tau - \Theta'}, \quad (4)$$

где $\tau' = T_3/T_1$ – отношение температуры газа на выходе из камеры смешения (КС) к температуре газа на срезе сопел; $\Theta' = T_2/T_1$ – отношение температуры атмосферного воздуха к температуре газа на срезе сопел.

Опытными продувками натуральных дымовых труб было установлено, что уравнение (4), представляющее связь коэффициента эжекции и отношений температуры газов и воздуха может быть уточнено эмпирическим коэффициентом с целью компенсации допущений, принятых при выводе, т.е.

$$n = 1,03 \frac{1 - \tau'}{\tau' - \Theta'} \quad (5)$$

Применим первый закон термодинамики для неизотермического потока газовой смеси в камере смешения ГВО. В общем случае для 1 кг рабочего тела уравнение представляется равенством количества теплоты, отводимой во

внешнюю среду от камеры смешения q_{ex} и теплоты трения q_{fr} , изменению энтальпии среды $(h'' - h')$, кинетической энергии $\left[\frac{(w'')^2}{2} - \frac{(w')^2}{2} \right]$, работе по изменению потенциальной энергии в поле сил тяжести $g \cdot (h_2 - h_1)$, технической работе l_{tech} , которую может производить газ и работе трения l_{fr} , т.е.

$$q_{ex} + q_{fr} = (h'' - h') + 0,5 \left[(w'')^2 - (w')^2 \right] + g (h'' - h') + l_{fr} + l_{tech} \quad (6)$$

В уравнении (6) индексы (') и (") означают условия входа и выхода потока из рассматриваемого объема камеры смешения.

Как и в оценке уравнения теплового баланса будет полагать пренебрежимо малой теплоту q_{ex} , отводимую от внешних стенок камеры смешения. Техническая работа l_{tech} не выполняется, так как поток не производит работу, свободно истекая в атмосферу. Для газового потока также несущественным является и изменение потенциальной энергии. Из потоков энергии учтем составляющие потерь энергии при входе воздуха в камеру смешения и газов на выходе из камеры смешения. Учитывая свойство аддитивности, энтальпию смеси считаем равной сумме ее составляющих.

Применяя методику приведения к безразмерному виду, уравнение энергии (6) представим в конечном виде

$$F = 1 + 0,5 \frac{n}{n+1} (\xi_2 + 0,5 \xi_1) (n+1)^2 \tau', \quad (7)$$

где $F = F_2/F_1$ – отношение площади КС F_2 к площади сопел F_1 ; ξ_2 и ξ_1 – коэффициенты потерь энергии при входе воздуха в камеру смешения и при выходе газов из камеры смешения.

Представляется целесообразным ввести в уравнение (7) поправочные коэффициенты в виде:

$$F = k_a k_f \left(1 + 0,5 \frac{0,5}{n+1} \xi_2 + 0,5 \xi_1 \right) (n+1)^2 \tau', \quad (8)$$

где k_a – коэффициент, зависящий от конструкции выходной части сопла; k_f – коэффициент, учитывающий неравномерность поля скоростей в выходном сечении камеры смешения.

Полученное уравнение (8) может быть использовано для предварительного расчета габаритов натурного образца ГВО.

В связи с невозможностью проведения экспериментальных исследований ГВО в натуральных размерах представляется целесообразным применение метода теплового моделирования с последующей экспериментальной проверкой теоретических положений, взятых за основу моделирования.

Анализ показывает, что физическое моделирование элементов газовыпускных систем производится, как правило, на геометрически уменьшенных моделях натуральных образцов [13]. Для выполнения условий моделирования необходимо равенство определяющих чисел подобия, прежде всего, критериев Рейнольдса и Прандтля. При сохранении типа рабочей среды (обеспечивается равенство критериев Прандтля) исследование на уменьшенной модели должно быть выполнено на увеличенных скоростях потоков газа.

В реальных объектах увеличение скорости при модельных исследованиях составляет не менее пяти. Однако при высоких рабочих скоростях газов в газовыпускных системах КЭУ до 100 м/с и даже более полное физическое моделирование значительно усложняется в связи с ростом числа Маха более 0.3, либо вообще становится невозможным при достижении или превышении критического значения этого числа, равного 1.0.

Приведенные в работах [1, 5, 16] экспериментальные данные по натурным и модельным испытаниям корабельных газовыпускных систем для газотурбинного двигателя типа LM 2500 показывают, что натурные исследования таких систем возможны только в корабельных условиях, а исследование и доводку новых конструкций целесообразно проводить на уменьшенных

моделях. Все же наиболее общие данные по характеристикам газовыпускных систем дают натурные испытания, которые для отдельных процессов (например, пульсаций давления и скорости) не могут быть заменены модельными. В работах Бирка и Ван Дама [1, 2] показано, что в характерных сечениях газовыпускных систем происходит снижение критерия Рейнольдса, пропорциональное масштабу модели. Приведенные в работе [3] результаты показывают, что начальные условия истечения, в частности, степень шероховатости внутренней поверхности канала, оказывают существенное влияние на развитие продольных вихревых структур в начальном участке газоотводного канала.

В таких условиях принципиальная возможность моделирования процессов в газовыпускных системах возможна только лишь в условиях автомодельности по определяющему числу Рейнольдса [15, 16].

Следуя теоретической модели, предложенной А.А. Гухманом [17], установим область течения по числу Рейнольдса, в которой могут возникнуть условия автомодельности. Модель предполагает численное определение двух факторов.

Первый фактор – коэффициент поля ψ , представляющий собой отношение средней скорости \bar{w} к скорости по оси канала $(w_0)_{\max}$, то есть

$$\psi = \frac{\bar{w}}{(w_0)_{\max}}. \quad (9)$$

Второй фактор – это коэффициент m в показателе степени зависимости коэффициента сопротивления ξ от числа Re, то есть

$$\xi = A \cdot \text{Re}^{1/m}. \quad (10)$$

Для анализа запишем расчетные зависимости, полученные для этих факторов:

$$\psi = \frac{2}{(1+1/n)(2+1/n)}; \quad m = \frac{n+1}{2}.$$

Здесь значение n устанавливается из известного по теории турбулентных течений распределения профиля скорости:

$$\varphi\left(\frac{y}{R}\right) = \left(\frac{y}{R}\right)^{1/n}. \quad (11)$$

В последнем уравнении величины y и R соответственно, текущая координата, отсчитываемая от центра канала, и радиус канала.

В табл. 2 представлены расчетные значения исследуемых факторов ψ и m для различных чисел Рейнольдса. Значения показателя n приводятся на основании обобщения многочисленных экспериментальных данных.

Таблица 2. Расчет коэффициентов ψ и m

Re	13000	110000	160000	1100000	1300000	2000000
n	6,6	7,0	8,0	8,8	9,0	10,0
ψ	0,807	0,817	0,837	0,849	0,852	0,865
m	3,8	4,0	4,5	4,9	5,0	5,5
$1/m$	0,263	0,250	0,222	0,204	0,200	0,181

Анализ приведенных в табл. 2 данных показывает, что влияние числа Рейнольдса на обобщенные характеристики движения и, следовательно, его роль в качестве аргумента, определяющего критерии обобщенных уравнений, постепенно ослабляется. Начиная с чисел $\text{Re} > 10^5$, имеет место асимптотический процесс вырождения критерия Рейнольдса, что и характеризует состояние течения, близкое к автомодельности. Эта область отвечает диапазону больших чисел Рейнольдса. Для нее характерный близкий к квадратичному

закон пропорциональности перепада давления к скорости.

Однако приведенные расчетные данные не учитывают ряд реальных факторов, имеющих место в элементах газовыпускных систем. К таким факторам, прежде всего, следует отнести высокую степень турбулентности потока вследствие больших скоростей, неизотермичности потока и сильных пульсационных течений [13, 14].

Также существенное влияние на газодинамические процессы оказывает техническая шероховатость стенок каналов

газовыпускных систем, наличие на стенках слоя загрязнений, острых входных и выходных кромок труб и камер. При таких условиях сопротивление трения становится существенно меньшим по сравнению с сопротивлением давления (формы). Считается признанным факт наступления автомодельности при значениях чисел Рейнольдса, меньших величин, полученных по расчетам и приведенным в табл. 2.

Компьютерное моделирование ГВО, основанное на применении систем вычислительной гидродинамики, производилось для трех характерных режимов тепловой нагрузки КЭУ. Расчетные параметры выпускных газов и воздуха представлены в табл. 3. Масштаб модели ГВО был принят равным 1:5 [21].

Таблица 3.
 Параметры выпускных газов и воздуха для расчета математической модели ГВО

Наименование параметра	Режим тепловой нагрузки ГВО, %		
	100	130	40
Расход выпускных газов, кг/с	3.03	4.01	1.25
Скорость выпускных газов на срезе сопловых насадок, м/с	147	205	52
Температура выпускных газов, °С (К)	402.7 (675.7)	449.8 (722.8)	319.6 (592.6)
Температура наружного воздуха, °С	15.6	3.1	17.9
Давление наружного воздуха, Па	101325		

Предварительное формирование математической модели процессов, протекающих в объеме ГВО, показывает, что движение и теплообмен потоков газа и воздуха происходят в очень сложных гидродинамических условиях, создаваемых струйными течениями газов, вытекающих из сопловых насадок со скоростью до 150 м/с. Течение носит развитый турбулентный характер с

высокой (2–10%) степенью турбулентности. Также развитый турбулентный характер имеет место в характерных сечениях, через которые эжектируется атмосферный воздух.

Ярко выраженный нестационарный и пульсационный характер течения выпускных газов в газоходах и газовыпускных устройствах обусловлен высокой степенью начальной неравномерности и пульсационностью газового потока, возникающих в тракте теплового двигателя. На практике указанные явления проявляются как волны давления, распространяющиеся в газоотводном тракте.

Расчет газодинамических процессов в исследуемой модели осуществлялся на основе *RSM*-модели турбулентности. Применяемая математическая модель основана на уравнениях сохранения энергии, сохранении количества движения и неразрывности. Расчет пульсационных характеристик газоздушного потока выполнялся с помощью транспортного уравнения напряжений Рейнольдса. Для точности расчетов в программном пакете использовался критерий сходимости 10^{-3} для переменных скорости, условия неразрывности, кинетической энергии и напряжений Рейнольдса. В расчете были учтены толщины, шероховатости применяемых материалов, физические свойства воздуха и выпускных газов. В результате численного моделирования получены поля распределений температур, давлений и скоростей по сечениям ГВО.

Выполненный расчет векторного поля скоростей выпускных газов и воздуха (на режиме 100 %) представлен на рис. 1, а, б. Отчетливо видно скоростное истечение струй выпускных газов, эжекционный подсос охлаждающего воздуха через окна, возникновение турбулентных вихрей по всему объему охладителя. Распределение векторного поля скоростей показывает высокую неоднородность смешиваемых потоков. Расчет линий тока охлаждающего воздуха и выпускных газов показан на рис. 1, в. Характер линий свидетельствует о турбулентном режиме истечения выпускных газов и их активном перемешивании с охлаждающим воздухом.

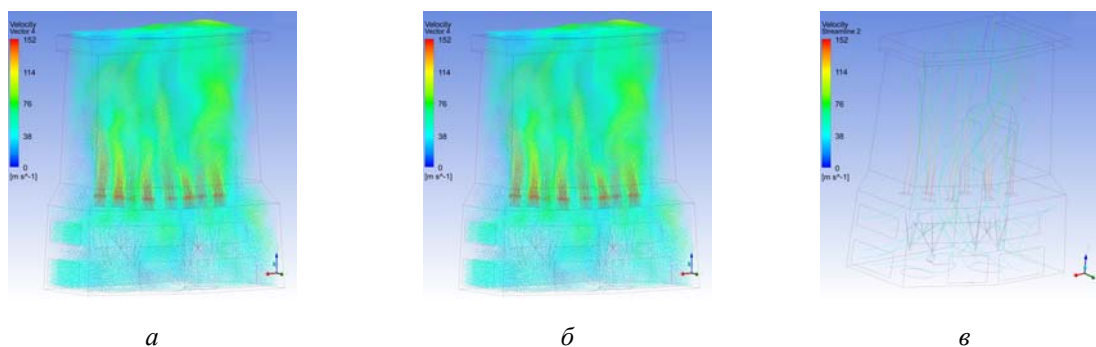


Рис. 1. Распределение векторов скорости (а, б) и линий тока (в) в объеме газозвдушного охладителя.

На рис. 2, а показана заливка температурных полей по продольным сечениям (на режиме 100 %). Отчетливо видно, что в средней и верхней частях камеры смешения происходят активные

смешение воздуха с выхлопными газами и охлаждение газов, что подтверждается наличием в этих местах зон пониженного давления (рис. 2,б).

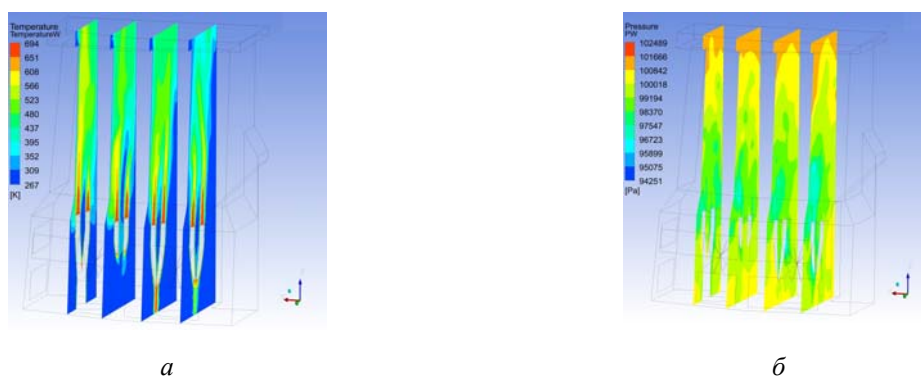


Рис. 2. Распределение полей температур (а) и полей давлений (б) в объеме газозвдушного охладителя

На рис. 3 показана заливка температурных полей на срезе ДТ на различных режимах нагрузки ГВО.

объясняется несимметричным подводом охлаждающего атмосферного воздуха в объем камеры смешения и, как результат, неполное использование эжектирующей способности газового потока.

Имеющаяся неравномерность полей температур и скоростей на срезе ДТ

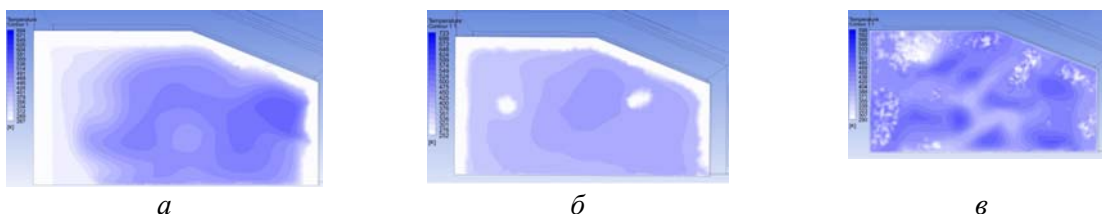


Рис. 3. Распределение полей температур на срезе газозвдушного охладителя: режим 100% (а), 130% (б) и 40% (в).

Для уменьшения влияния негативного эффекта от сквозного устранения «пробивания» газовой струей объема камеры смешения в дальнейшем

предлагается увеличить число сопел в одном сопловом насадке и установить на срезе сопел турбулизаторы.

Верификация результатов *CFD*-моделирования производилась по результатам испытаний модельного образца ГВО методом «горячей» продувки.

Общий вид модельного образца, выполненного в масштабе 1:5, представлен

на рис. 4. Испытания производились на экспериментальном стенде, принципиальная схема которого представлена на рис. 5.



а – общий вид, *б* – вид на сопловой аппарат, 1 – экран смесителя, 2 – окна подвода охлаждающего воздуха, 3 – сопловые насадки
Рис. 4. Модельный образец газозвдушного охладителя.

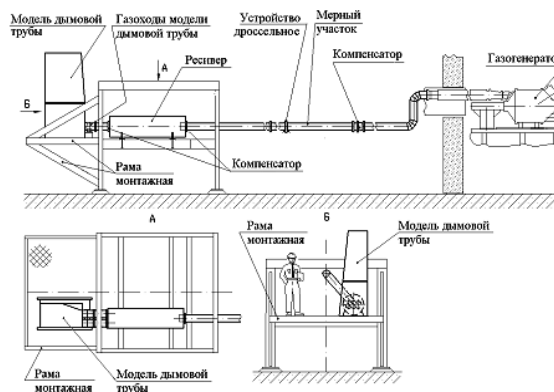


Рис. 5. Принципиальная схема для экспериментальных исследований модели газозвдушного охладителя.

Основные элементы, входящие в составы стенда:

генератор высокотемпературных газов – трехгорелочная камера сгорания;

система трубопроводов и телескопических компенсаторов тепловых расширений элементов стенда;

дросселирующее устройство на базе расходоизмерительной установки;

резервуар для равномерного распределения отработанных газов по газоходам модели;

монтажная рама, на которой размещается модель ГВО и площадка для обслуживания модели и средств измерений;

стендовый измерительно-вычислительный комплекс, включающий в себя первичные преобразователи измеряемых параметров, аппаратуру обработки и регистрации полученных данных.

Для изучения гидромеханических и тепловых процессов, протекающих в модели, измерялись:

термодинамическая температура выпускных газов, атмосферного воздуха, газозвушной смеси на срезе модели;

поле температур и скоростей на срезе модели;

полное и статическое давление газа на входе в сопловую коробку и на срезе сопел.

На основании экспериментальных данных определены средние величины температуры газа на срезе сопел t_{1cp} , температуры газозвушной смеси на срезе модели t_{3cp} на режиме 100 %. На основании этих средних величин рассчитан коэффициент эжекции n . Результаты расчетов сведены в табл. 4. В первом и втором экспериментах модель испытывалась при снятых жалюзи на окнах подвода охлаждающего воздуха. В третьем эксперименте испытания модели проводились сначала при установленных жалюзи, а затем с заглушенными окнами нижнего яруса.

Интерполяция данных, представленных в табл. 4, показывает, что при $n = 1$ температура газозвушной смеси на срезе модели будет 215°C , это свидетельствует о

совпадении расчетной и экспериментальной величин.

Таблица 4.

№ опыта	Коэффициент эжекции n			n
	t_{1cp}	t_{3cp}	t_2	
1	420,8	125,4	15,6	2,8
2	408,8	136,3	11,2	2,2
3	405,0	185,6	14,7	1,3

Анализ данных по локальному измерению температур и давлений по срезу модели ГВО указывает на высокую степень неравномерности поля давлений, скоростей и температур.

Средняя величина разброса температур составляет 30°C , что свидетельствует о неполном использовании в модели, а значит, и в натурной ГВО эжектирующей способности струи газа из-за подвода охлаждающего воздуха в КС только с боковой и носовой стенок.

Результаты испытаний аэродинамического сопротивления модели ГВО представлены на рис. 6.

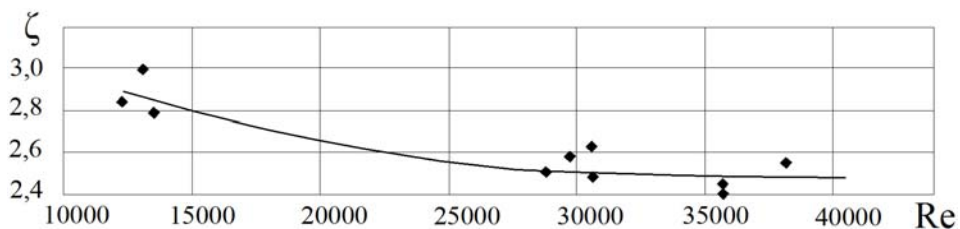


Рис. 6. Зависимость коэффициента сопротивление газозвушного охладителя от числе Рейнольдса.

Коэффициент аэродинамического сопротивления определялся по величине полного аэродинамического давления, измеренного в сечениях левого и правого газоходов перед сопловыми коробками по уравнению

$$\zeta_m = \frac{\Delta P_m}{\rho w_m^2 / 2}. \quad (12)$$

В уравнении (12) в качестве расчетного значения скорости w_m использовалась ее величина, определенная в том же сечении, где измерялось полное давление, по динамическому давлению. Последнее

рассчитывалось по разности значений полного и осредненного по периметру трубы статического давления.

Это же значение скорости вычислялось по массовому расходу газов как среднерасходная величина.

По полученным значениям скорости w_m определялись значения чисел Рейнольдса

$$\text{Re} = \frac{w_m d_m}{\nu_m},$$

где $d_m = 0.202$ м – внутренний диаметр газохода; ν_m – коэффициент кинематической

вязкости, рассчитанный по температуре газов, поступающих в ГВО.

Из-за чрезвычайной сложности гидравлической модели ГВО важным этапом процесса обработки опытных данных и получения обобщенных результатов был выбор определяющих (характерных) параметров – скорости и размера.

Анализ показал, что наиболее целесообразными параметрами являются скорость и диаметр газохода в сечениях перед сопловыми коробками. Эти определяющие параметры и использовались при расчетах чисел Рейнольдса.

Одним из главных вопросов моделирования было обоснование автомодельности течения в ГВО, на основании которого возможен пересчет данных модельных исследований на натурный образец.

Исходя из теоретических предпосылок доказательством автомодельности может быть постоянство коэффициента аэродинамического сопротивления и независимость от числа Рейнольдса, соответствующего номинальному режиму работы ГВО.

Представленные на рис. 6 данные охватывают диапазон чисел Рейнольдса $(1.2-3.8) \cdot 10^5$, что соответствует в среднем режимам 40, 100, 120 и 130 % нагрузки стенда. При этом диапазон рассчитанных значений коэффициента сопротивления составил 2.42–2.99.

Наибольшие значения коэффициента сопротивления соответствуют режиму 40 % нагрузки, т.е. меньшим значениям чисел Рейнольдса. Обобщенные данные на режимах 100, 120 и 130% нагрузки имеют достаточно близкие значения, которые укладываются в диапазоне 2.42 – 2.63.

Для диапазона чисел Рейнольдса $(3.0-3.8) \cdot 10^5$ значения коэффициента сопротивления ГВО в доверительном интервале $\pm 4,4$ % укладываются на прямую $\zeta_m = 2.52$, характеризующую независимость коэффициента сопротивления от числа Рейнольдса, т.е. автомодельность процессов в модели ГВО и возможность пересчета экспериментальных данных модельных исследований на натурный образец.

В табл. 5 приведено сравнение результатов расчета температуры

газовоздушной смеси на срезе дымовой трубы с результатами модельных теплотехнических испытаний [15]. Полученные значения погрешности расчета показывают корректность работы математической модели и правильность задания начальных условий.

Таблица 5.

Сравнение экспериментальных и расчетных результатов

Режим тепловой нагрузки ГВО, %	T_g , К	$T_{чм}$, К	Погрешность расчета, %
100	391,6	409,6	4,6
130	401,7	390,2	-2,9
40	378,5	336,1	-1,2

T_g – среднемассовая температура газовоздушного потока на срезе дымовой трубы по результатам модельных теплотехнических испытаний;

$T_{чм}$ – температура газовоздушного потока на срезе дымовой трубы по результатам численного моделирования.

Выводы

1. Установлено, что рассчитанные с помощью предложенной методики предварительной оценки габариты ГВО в целом обеспечивают требуемые параметры отводимых в окружающую среду дымовых газов.
2. Теоретические и экспериментальные исследования подтвердили автомодельность процессов, протекающих в ГВО, а следовательно, и возможность проведения испытаний с помощью *CFD*-моделирования и физического исследования по методу «горячей» продувки уменьшенной рабочей модели на теплотехническом стенде.
3. Результаты модельных испытаний показали хорошую сходимость расчетных и экспериментальных значений регламентированных параметров и подтвердили эффективность технических средств снижения теплового излучения дымовой трубы корабля и газового факела.
4. Установлено расчетное значение коэффициента сопротивления натурального образца ГВО, равное 2.54, которое близко коррелируется с наиболее вероятным

экспериментальным значением этого параметра в области автомодельности, равным 2.52.

5. Для повышения эффективности ГВО путем устранения неравномерности поля температур и скоростей на срезе модели ГВО предлагается увеличение числа сопел в одном сопловом насадке и установка турбулизаторов потока.

6. *CFD*-моделирование с использованием *RSM*-модели турбулентности позволяет производить расчеты и оптимизацию применяемых в КЭУ и новых конструкций ГВО на этапе проектирования без проведения теплотехнических испытаний как на основном, так и на частичных режимах работы.

Литература (References)

1. Birk, A. M. Van Dam, D. Infra-Red Signature Suppression for Marine Gas Turbines : Comparison of Sea Trial and Model Test Results for the DRES Ball IRSS System // International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition : Proceedings. – Cologne, 1992. – Available at: <http://wrdavis.com>. (accessed 10.08.2017).
2. Birk, A. M. Suppressing the Infra-Red Signatures of Marine Gas Turbines / A. M. Birk // The Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition : Proceedings. – Amsterdam, 1988. – Available at: <http://wrdavis.com>. (accessed 10.08.2017).
3. Barik, A.K., Dash, S.K., Patro, P., Mohapatra, S. Experimental and numerical investigation of air entrainment into a louvred funnel / Applied Ocean Research 48 (2014). 176 – 185 – Available at: www.elsevier.com/locate/apor (accessed 10.08.2017).
4. Barik, A.K., Dash, S.K., Guha, A., Experimental and numerical investigation of air entrainment into an infrared suppression device / Applied Thermal Engineering (2014) Available at: www.dx.doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2014.05.042 (accessed 10.08.2017).
5. Omri Pedatzur. Israel Navy High Velocity Air Filtration System for Marine LM2500 Gas Turbine. / Omri Pedatzur // American Society of Naval Engineers. Naval Engineers Journal, Vol. 116, p. 97-108.
6. Thompson, J. Design of an Infrared Signature Suppressor for the Bell 205 (UH-1H) Helicopter. Part II: Engine & Flight Testing / J. Thompson, A.W. Gubbels, B. Barry, A.M. Birk // Available at: <http://www.davis-eng.com> (accessed 10.08.2017).
7. Shiyong Yang. A Study on an Automatically Variable Intake Exhaust Injection Timing Turbocharging System for Diesel Engines / Shiyong Yang, Kangyao Deng, Yi Cui, Hongzhong Gu // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, May 2010, Vol. 132/052803-1.
8. Won Geun Lee. A Numerical Investigation of Transient Flow and Cavitation Within Minisac and Valve-Covered Orifice Diesel Injector Nozzles / Won Geun Lee, Rolf D. Reitz // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, May 2010, Vol. 132/052802-1 – 052802-8.
9. Gelling, J.L. Recent developments in the design of fast ships / J.L. Gelling, J.A. Keuning // Ship Science & Technology – Vol. 5 – 2011, July №9, p. 57-68.
10. Kimber, A.C. Designing for the Gap: The space between the OPV and the Frigate / A.C. Kimber // Ship Science & Technology – Vol. 8 – 2015, July, №17, p. 19-29.
11. Garcia, A.S. Underwater Multi-influence Measurements as a Mean to Characterize the Overall Vessel Signature and Protect the Marine Environment / A.S. Garcia, A.H.Solano, F.J.R. Saura, P.M. Esparza // Ship Science & Technology – Vol. 7 – 2014, January, №14, p. 67-75.
12. Amit Tyagi. Feasibility Studies on Use of Water Mist For Plume Infrared Suppression / Amit Tyagi, P M V Subbarao // International Journal of Engineering Inventions, Volume 5, Issue 3 [February 2016], p. 33-44
13. Anderson, John D. Modern Compressible Flow With Historical Perspective. Second Edition / John D. Anderson, Jr. // Singapore, McGraw-Hill, 1990. – 652 c.
14. Biryuk, V. S. Sudovyye dymovyye trubyy [Ship chimneys] – L. : Sudostroenie, 1970. – 208 pp. (In Russian).
15. Dymo, B. V., Voloshin A. Yu. Issledovanie gazodinamicheskikh protsessov v gazovozdushnom ohladitele korabelnoy energeticheskoy ustanovki [Investigation of gas-dynamic processes in a ship power plants gas-air cooler]. Zbirnyk naukovykh pratsi Natsionalinogo Universitetu korablebuduvannia – Collection of scientific works of the Admiral Makarov National University of Shipbuilding. – Mikolaiv, 2010. – № 6 (435). – p. 81–89. (In Russian)
16. V. N. Glaznev, V. I. Zapryagaev, V. N. Uskov. Struynnye i nestatsionarnyye techeniya v gazovoy dinamike. [Jet and nonstationary flows in gas dynamics] – Novosibirsk : Izd-vo SO RAN, 2000. – 200 p. (In Russian).
17. Guhman, A. A. Primenenie teorii podobiya k issledovaniyu protsessov teplomassobmena. Protsessyi perenosa v dvizhushcheyse sredy [Application of the similarity theory to the study of heat and mass transfer processes. Transport processes in a moving medium]– M. : 2010. – 328 p. (In Russian).
18. Hiscoke, B. IR Suppression – Exhaust Gas Cooling by Water Injection / Mecon 2002. Conference Proceedings. Future orientated technologies, 03–06 September 2002 in Hamburg. – p. 101–103.

19. Kurochkin D. V. Korvety tipa «VISBY» [Corvettes of the "VISBY" type]. – Istoriya korablya. – History of Ship, 2004. – № 1. – S. 14–32, (In Russian).

20. Pedatzur, Omri. Israel Navy High Velocity Air Filtration System for Marine LM2500 Gas Turbine / American Society of Naval Engineers. Naval Engineers Journal. – 2004. – Vol. 116. – P. 97–108.

21. Voloshin, A. Yu. Modelnyie issledovaniya gazovozdushnogo ohladitelya korabelnoy

energeticheskoy ustanovki [Model studies of a gas-air cooler of a ship power plant]. Zbirnyk naukovykh pratsi Natsionalinogo Universitetu korablebuduvannia – Collection of scientific works of the Admiral Makarov National University of Shipbuilding. – Mikolayv, 2011. – № 2. – p. 77–83. (In Russian).

22. Weyers Flottentaschenbuch 2005–2007 J. / Bernard & Graefe Verlag, Bonn 2005.

Сведения об авторах.



Дымо Борис Васильевич, кандидат технических наук, профессор, заведующий кафедрой технической теплофизики и судовых паропроизводящих установок НУК им. Адмирала Макарова. Область научных интересов: моделирование и исследование газодинамических процессов.

E-mail: dymobv@gmail.com



Волошин Андрей Юрьевич, начальник сектора энергетических установок Государственного предприятия «Исследовательско-проектный центр кораблестроения». Область научных интересов: корабельные энергетические установки и обслуживающие их системы

E-mail: voloshinandrey@gmail.com



Епифанов Александр Анатольевич,

кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры технической теплофизики и судовых паропроизводящих установок НУК им. Адмирала Макарова

Область научных интересов: расчет и проектирование судовых котлов

E-mail: epifanov.nuk@gmail.com

Кузнецов Валерий Валериевич,

кандидат технических наук, доцент НУК им. Адмирала Макарова. Область научных интересов: интенсификация процессов теплообмена в теплообменных аппаратах

E-mail: kuznetsov_v_v@ukr.net

