

Тепловые процессы в технике. 2023. Т. 15. № 1. С. 31–38
Thermal processes in engineering, 2023, vol. 15, no. 1, pp. 31–38

Научная статья
УДК 623.4.01
DOI: 10.34759/tpt-2023-15-1-31-38

Разработка методики проведения цифровых прочностных испытаний конструкции летательного аппарата при многофакторном нагружении

Н.А. Смоленцев^{1✉}, К.С. Самсонов¹, П.А. Блинов¹, В.С. Медведь¹

¹ АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение», Московская область, г. Королев, Россия
crybeach@mail.ru✉

Аннотация. В данной работе представлены результаты разработки методики проведения цифровых прочностных испытаний авиационных конструкций при одновременном или поочередном действии более одного внешнего воздействующего фактора нагружения. Описан алгоритм методики проведения достоверного компьютерного моделирования типового объекта при многофакторном нагружении. Методика основана на применении новейших современных технологий, методе конечных элементов, анализе результатов промежуточных расчетов и последующим использованием их в качестве граничных условий. Проработана актуальность разрабатываемой методики для решения проблем промышленных разработчиков.

Ключевые слова: конструкция, авиационная конструкция, конечно-элементное моделирование, прочность, теплопрочность, расчет

Для цитирования. Смоленцев Н.А., Самсонов К.С., Блинов П.А., Медведь В.С. Разработка методики проведения цифровых прочностных испытаний конструкции летательного аппарата при многофакторном нагружении // Тепловые процессы в технике. 2023. Т. 15. № 1. С. 31–38. DOI: 10.34759/tpt-2023-15-1-31-38

Original article

Digital strength tests conducting technique developing for spacecraft at multifactor loading

N.A. Smolentsev^{1✉}, K.S. Samsonov¹, P.A. Blinov¹, V.S. Medved¹

¹ Joint Stock Company “Tactical Missiles Corporation”, Korolev, Russia
crybeach@mail.ru✉

Abstract. The article presents the results of digital strength tests conducting technique development of aviation structures at simultaneous or sequential action of more than one affecting loading factors. The algorithm of the reliable computer simulation conducting technique of the typical object under the multi-factor impact is described. The said technique is based on newest state-of-the-art technologies, finite element method (FEM), the intermediate computation results analysis and their further utilization as boundary conditions. The relevancy of the technique being developed for the industrial engineers was worked out.

Keywords: structure, aviation structure, finite element modeling, strength, thermal strength, computation

For citation. Smolentsev N.A., Samsonov K.S., Blinov P.A., Medved V.S. Digital strength tests conducting technique developing for spacecraft at multifactor loading. *Teplovye protsessy v tekhnike = Thermal processes in engineering*, 2023, vol. 15, no. 1, pp. 31–38. (In Russ.). DOI: 10.34759/tpt-2023-15-1-31-38

Введение

В процессе создания авиационных конструкций к разработчикам предъявляется широкий спектр требований по безопасности и работоспособности [1, 2]. Для удовлетворения требований технического задания (ТЗ) и подтверждения готовности к эксплуатации проводится ряд испытаний, имитирующих наиболее жесткие условия, которым подвергается объект. Одновременное или поочередное действие более одного внешнего воздействующего фактора (ВВФ) называется многофакторностью [3]. К таким факторам относятся внутреннее и внешнее давление на объект или его составные части, статические, динамические, тепловые, аэродинамические, ударные и вибрационные нагрузки. Организация сложных многофакторных испытаний требует:

создания объекта испытаний с соблюдением требуемой точности;

создания и соблюдения специальных условий на месте проведения эксперимента;

создания и проведения оптимального логистического маршрута следования объекта испытаний до пункта проведения испытаний;

создания и проведения аттестационной комиссии;

оснащения места проведения испытаний специализированным оборудованием, необходимым для имитации условий эксплуатации объекта испытаний;

обеспечения работоспособности специализированного оборудования [4].

Проведение вышеуказанных мероприятий существенно влияет на стоимость проведения испытаний, следовательно, и на стоимость разработки.

При проведении наземных испытаний авиационных конструкций не всегда удается в полной мере и с требуемой точностью имитировать комплекс эксплуатационных нагрузок. Основные трудности при проведении испытаний вызывают ограничения по мощности оборудования, ограничения по размеру испытательного полигона, случайный характер изменения кли-

матических условий. Совокупность этих факторов в частных случаях делает проведение наземных испытаний возможным только с недопустимой погрешностью [5].

С целью увеличения точности моделирования разработчики прибегают к альтернативным методам проведения испытаний [6]. В авиационной промышленности, машиностроении, кораблестроении широко распространено проведение цифровых экспериментов с использованием метода конечных элементов (МКЭ). МКЭ – численный метод решения интегральных и дифференциальных уравнений с частными производными – является наиболее достоверной альтернативой реальным испытаниям. Данный метод применяется для решения задач стационарного и нестационарного распространения тепла, стационарной и динамической прочности, гидроаэродинамики, диффузии и в других задачах теории поля [7, 8].

Современный уровень развития научно-технического прогресса, в частности конечно-элементного моделирования, позволяет с высокой точностью проводить сложные цифровые испытания с использованием расчетов МКЭ, имитирующих многофакторное нагружения при наиболее сложно реализуемых условиях реальной эксплуатации.

Цель данной работы – разработка методики проведения цифровых испытаний авиационных конструкций методом конечных элементов при одновременном или поочередном действии более одного внешнего воздействующего фактора нагружения и применении ее для оценки прочности с минимальным объемом трудовых и стоимостных затрат на процесс разработки.

Постановка задачи

В процессе разработки требуется проводить испытания с максимально возможной точностью. Существует множество ограничений, которые затрудняют проведение испытаний. К таким ограничениям относят погодные условия, ограничения по области применения, отсут-

ствие возможности имитации нагрузок оборудованием с требуемой точностью.

Технологии настоящего времени позволяют моделировать процессы любой сложности с минимальной погрешностью. Стоимостные затраты на проведение моделирования в разы меньше стоимости на проведения натурных испытаний. Основные преимущества компьютерного моделирования в сравнении с наземными испытаниями – это увеличение точности испытаний и уменьшение материальных затрат на разработку эффективной конструкции опытного образца.

В качестве объекта моделирования рассматривается типовой объект сложной конструкции. В процессе эксплуатации объект подвергается как тепловым, так и механическим нагрузкам. При проведении наземных испытаний совместное приложение тепловых и статических граничных условий требует определенного количества ресурсов, что соразмерно увеличивает стоимость проведения испытаний. Моделирование с использованием цифровых двойников требует относительно меньших затрат, чем наземные испытания [9]. В данном случае уменьшается стоимость разработки, но увеличивается время, затрачиваемое на компьютерное моделирование.

Компьютерное моделирование реального процесса эксплуатации с учетом множества факторов нагружения, воздействующих на авиационную конструкцию, требует соблюдения высокой точности производимого расчета. Точность моделирования зависит от степени упрощения 3D-модели, погрешности решателя, правильной постановки задачи, подлинности приложения граничных условий и объема доступных ресурсов [10]. Под ресурсами в данном случае подразумевается совокупность материальной части, расчетного времени, необходимого времени для подготовки расчета.

В данной работе рассматривается расчет прочности цифровой модели конструктивно-силовой схемы авиационной конструкции с учетом теплового воздействия от аэродинамического нагрева в нестационарной нелинейной постановке. Опираясь на требования по допустимой погрешности, считается допустимым учитывать в расчете только тепловые и статические нагрузки. Изменение температуры коррелирует с изменением прочностных свойств

материалов [11]. Таким образом, обязательным условием для удовлетворения требований по точности считается выполнение расчета с учетом нелинейного изменения свойств материалов. Для выполнения расчета в требуемой постановке необходимо учитывать одновременное воздействие на модель тепловых и статических нагрузок.

В качестве программного комплекса моделирования с использованием МКЭ может использоваться программное обеспечение для инженерного анализа и численного моделирования ANSYS.

Основная концепция МКЭ

Основная концепция МКЭ состоит в том, что любую непрерывную величину (например, температуру, давление, перемещение) можно аппроксимировать дискретной моделью, которая строится на множестве кусочно-непрерывных функций, определенных на конечном числе подобластей (элементов) с помощью значений непрерывной величины в конечном числе точек рассматриваемой области.

Принцип работы алгоритма МКЭ разделен на несколько этапов:

- 1) рассчитывается конечное число узлов (точек сопряжения элементов) конечно-элементной модели;
- 2) непрерывная величина каждого узла приравнивается к переменной, определяемой во время расчета;
- 3) непрерывная величина разбивается на конечное число элементов, имеющих общие узлы и аппроксимирующих форму области;
- 4) аппроксимация непрерывной величины осуществляется функцией, определяемой отдельно для каждого конкретного элемента, с сохранением непрерывности величины вдоль границ элемента.

Ключевая задача МКЭ – определение величины переменной в узле. Для минимизации погрешности результата необходимо обеспечить регулирование значения в узловой точке путем минимизации функционала. Процесс минимизации функционала сводится к решению систем линейных уравнений относительно узлов.

При построении конечно-элементной модели необходимо учитывать, что размер элементов следует выбирать исходя из требуемой точности расчета и объема доступных вычислитель-

ных ресурсов. Размер элементов обратно пропорционален необходимым для выполнения расчета вычислительным ресурсам и прямо пропорционален отклонению результата расчета от истинного результата. Количество элементов напротив прямо пропорционально необходимым для выполнения расчета вычислительным ресурсам и обратно пропорционально отклонению результата расчета от истинного результата [12].

Методика проведения расчета

Исходя из поставленной задачи, методика проведения многофакторного прочностного расчета можно представить в виде алгоритма:

1) упрощение точной компьютерной модели объекта моделирования для аэродинамического расчета в системе автоматизированного проектирования (САПР), например SolidWorks;

2) импорт и анализ компьютерной модели для аэродинамического расчета в программе для построения конечно-элементных моделей;

3) построение конечно-элементной модели;

4) аэродинамический расчет в программе моделирования аэрогидродинамических процессов;

5) анализ результатов аэродинамического расчета с последующей селекцией моментов времени с наибольшими тепловыми и силовыми нагрузками для сохранения полей распределения температуры и давления по внешней поверхности компьютерной модели в определенные моменты времени;

6) упрощение точной компьютерной модели объекта моделирования для прочностного расчета в САПР;

7) импорт и анализ компьютерной модели в САПР;

8) построение конечно-элементной модели;

9) импорт поля распределения температуры по поверхности изделия и расчет внутреннего температурного состояния конструктивно-силовой схемы;

10) расчет статических нагрузок на поверхности рулей высоты и направления;

11) импорт поля распределения давления по поверхности модели и приложение статической нагрузки на рули высоты и направления и последующим расчетом с использованием высокопроизводительных вычислительных ресурсов;

12) анализ результатов и валидация.

На первом этапе многофакторного прочностного расчета необходимо упростить компьютерную модель объекта моделирования для аэродинамического расчета. В ходе упрощения компьютерной модели во избежание получения недостоверных результатов моделирования необходимо свести к минимуму изменения внешнего облика цифровой модели объекта. Согласно алгоритму методики проведения расчета полученное на четвертом этапе поле распределения температуры по внешней поверхности импортируется в модуль для стационарного расчета внутреннего температурного состояния конструктивно-силовой схемы. Ввиду этого допустимо максимальное упрощение внутренней конструкции с сохранением соотношения объема воздуха и твердых тел для аэродинамического расчета. При упрощении следует исключить наличие мелких деталей, скруглений и подобных элементов конструктивно-силовой модели во избежание отсутствия сходимости расчета ввиду плохого качества элементов конечно-элементной модели.

При импорте компьютерной модели из одной программной среды в другую возможно появление небольших дефектов геометрии. Среди часто возникающих дефектов: отсутствие контакта между поверхностями одного тела, пересечение поверхностей, интерференция, наличие лишних контактов между телами, тело нулевой толщины. На качество импорта модели из одной программной среды в другую влияет качество самой модели, используемая САПР и формат импортируемой модели. Наиболее оптимальный формат импорта для среды построения конечно-элементных моделей – Parasolid (*.x_t, *_x_b). После импорта компьютерной модели авиационной конструкции необходимо провести анализ качества геометрии и в случае необходимости исправить ее с помощью специализированных утилит, встроенных в среду.

В процессе построения конечно-элементной модели для аэродинамического расчета необходимо учитывать зависимость размера и количества конечных элементов от объема вычислительных ресурсов и требуемого качества. Для получения достоверных результатов в среде моделирования аэрогидродинамических процессов качество конечного элемента по крите-

рию ортогонального качества (Orthogonal quality) не должно быть ниже 0.1. Рекомендуется использовать построение пограничного слоя по внешнему контуру компьютерной модели авиационной конструкции для увеличения качества моделируемого процесса. Конечно-элементная модель состоит из более чем 50 млн элементов, минимальное качество элементов по критерию ортогональности равно 0.13.

Аэродинамический расчет может проводиться в программе моделирования аэрогидродинамических процессов. Решается система полных нестационарных уравнений Навье – Стокса, осредненных по Рейнольдсу (уравнения неразрывности, закон сохранения энергии, закон сохранения импульса). На рис. 1 представлен результат моделирования аэродинамического нагрева типового объекта.

Ввиду большого количества элементов для расчета могут использоваться вычислительные мощности высокопроизводительного кластера, что существенно сократит время выполнения расчета.

Проанализировав результаты аэродинамического расчета, выбираются моменты времени с наибольшими тепловыми и силовыми нагрузками, сохранены поля распределения температуры и давления по внешней поверхности компьютерной модели для дальнейшего приложения к прочностной модели в качестве граничных условий.

При упрощении точной компьютерной модели для проведения прочностного расчета необходимо по аналогии с упрощением для аэродинамического расчета исключить наличие мелких деталей, скруглений и подобных элементов конструктивно-силовой модели для избежания отсутствия сходимости расчета из-за плохого качества элементов конечно-элементной модели. Упрощение конструктивно-силовых элементов необходимо свести к минимуму для получения достоверных результатов моделирова-

ния. Допустимо оставить в компьютерной модели только элементы обшивки и конструктивно-силовые элементы конструкции объекта испытаний для уменьшения количества элементов конечно-элементной модели.

В процессе построения конечно-элементной модели необходимо отдавать предпочтение гексаэдрическим методам построения сетки. Такие методы построения, как Hex dominant и Hex Core, лучше всего подходят для построения конечно-элементных моделей, особенно для статических и динамических расчетов. Ввиду большого запаса по качеству конечного элемента в ходе деформаций от механических нагрузок гексаэдрическая структура конечно-элементной модели уменьшит погрешность результата расчета. В связи с тем что элементы конструкции сравнительно малы и обладают большим количеством отверстий и скруглений, при построении конечно-элементной модели весьма затруднительно применить только гексаэдрические методы построения. Помимо вышеуказанных методов также использовались тетраэдрические методы построения: Tetrahedrons с алгоритмом Patch Confirming и Automatic.

Метод Tetrahedrons позволяет генерировать объемные сетки с элементами, имеющими форму тетраэдров. Для данного метода использовался алгоритм Patch Confirming. Алгоритм предпочтительнее использовать в случае наличия в геометрии мелких деталей. При этом геометрия должна обладать хорошим качеством. Patch Confirming работает следующим образом:

- 1) разбиение ребер;
- 2) создание поверхностей;
- 3) построение тетраэлементов внутри тел с учетом уже построенной поверхностной сетки.

Метод Automatic применяется по умолчанию, так как он наиболее оптимальный и гибкий для построения самых разных сеточных структур. Суть метода заключается в использовании метода Sweep для объемных тел и четы-

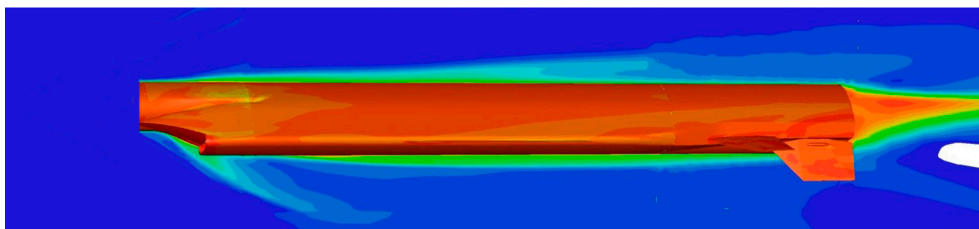


Рис. 1. Распределение температуры по поверхности

рехугольных элементов для поверхностных сеток. Если использование метода Sweep невозможно, то метод Automatic использует объемную сетку на основе тетраэдров, построенную с помощью алгоритма продвижения фронта в рамках метода Tetrahedron с алгоритмом Patch Confirming.

Минимальное качество элемента конечно-элементной модели составило 0,3 по критерию качества элемента (Element quality). Количество элементов более 43 млн.

Далее к прочностной конечно-элементной модели в качестве граничного условия приложено поле распределения температур из аэродинамического расчета. С использованием модуля для решения стационарных задач теплопроводности получено тепловое состояние конструктивно-силовой модели авиационной конструкции в определенные моменты времени.

Распределенная нагрузка на рули направления и высоты получена в результате аэродинамического моделирования. Расчет проводился для расчетных случаев с наибольшей статической нагрузкой.

Заключительным этапом методики многофакторного прочностного расчета является приложение силовых нагрузок к конечно-элементной модели с уже рассчитанным тепловым состоянием конструкции. Граничные условия: поле распределения давлений по внешней поверхности авиационной конструкции, статическая нагрузка на конструкцию в момент совершения маневра, статическая нагрузка, приложенная к точке центров давления на рулях направления и высоты. Решение данной многофакторной задачи требовало внушительного объема вычислительных ресурсов, что делало процесс вычисления на расчетной станции невозможным, в связи с чем использовались вы-

числительные мощности высокопроизводительного кластера.

В результате получены поля распределения напряжений по корпусу объекта при различных вариантах нагружения в различные моменты времени. Распределение напряжений по конструкции типового объекта представлено на рис. 2.

Дополнительно проведена валидация с испытаниями, по результатам которой выявлено, что погрешность вычислений не превышает допустимых значений. Результаты валидации для рулей представлены в табл. 1. Погрешность вычислений вычисляется по формуле

$$\Delta = \left| \frac{(S_p - S_3)}{S_3} \right| \cdot 100\%,$$

где S_p – значение перемещений, зафиксированных в результате расчета; S_3 – значение перемещений, зафиксированных в результате эксперимента.

Таблица 1. Валидация результатов расчета с экспериментом

	Перемещения, мм		Погрешность, %
	Расчет, S_p	Эксперимент, S_3	
Руль направления, передняя часть концевой хорды	-5.9	-5.78	2.07
Руль направления, задняя часть концевой хорды	0.61	0.59	3.38
Руль высоты, передняя часть концевой хорды	25.71	25.29	1.66
Руль высоты, задняя часть концевой хорды	28.5	28.17	1.17

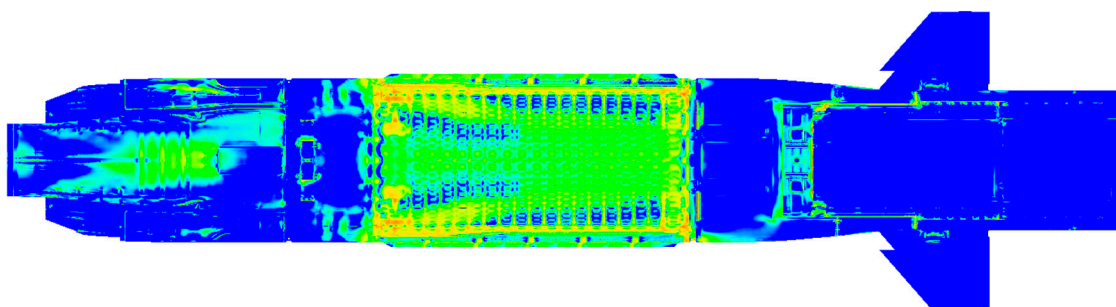


Рис. 2. Распределение напряжений по конструкции типового объекта

По результатам валидации максимальное отклонение результатов расчета по перемещениям на передних и задних частях концевых хорд рулей направления и высоты составила 3.38 %. Максимально допустимое отклонение по перемещениям – 5 %.

Заключение

В результате разработки получена методика проведения цифровых прочностных испытаний, позволяющая с высокой точностью прогнозировать напряженно-деформированное состояние авиационных конструкций при многофакторном нагружении. Методика применима к широкому перечню авиационных конструкций и основана на использовании современных цифровых технологий компьютерного моделирования на высокопроизводительных вычислительных ресурсах и базируется на проведении поэтапного расчета МКЭ с использованием ранее полученных результатов в качестве граничных условий для последующих стадий расчета. Проведение цифровых испытаний, по данной методике позволяет производить оценку прочности конструкций с минимальным объемом трудовых и стоимостных затрат, и успешно применяется на предприятиях оборонной промышленности. Разработанная методика валидирована по результатам наземных прочностных испытаний летательного аппарата, максимальное отклонение результатов расчета от результатов эксперимента не превышает 3.5 %.

Список источников

1. Попков Д.В. Актуальные вопросы производства зенитных управляемых ракет в рамках жизненного цикла военной продукции // Индустриальная экономика. 2021. № 3. С. 87–90.
2. Samsonov K., Sevryukova A., Egorova O. New Trends in Learning through 3D modeling. *Springer. History of mechanism and Machine Science*, 2016, no. 32, pp. 137–150.
3. Смирнов А.Н., Говорков А.С. Определение внешних силовых факторов, действующих на беспилотный летательный аппарат на критических режимах полета // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. 2019. № 4 (64). С. 125–131.
4. Самсонов К.С., Алекперов Э.С., Самсонова А.В. Моделирование воздействия внешних механических факторов при эксплуатации летательного аппарата // Материалы XXI международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС'19), 24–31 мая 2019 г., Алушта. Москва, 2019. С. 706–708.
5. Пророк В.Я., Шаймухаметов Ш.И. Математическая модель движения гиперзвукового летательного аппарата //

Наукоемкие технологии в космических исследованиях Земли. 2016. № 8 (S2). С. 17–21.

6. Ялозо А.В. гибридный метод математического моделирования гидродинамических течений в инженерных гидросистемах // Труды НГТУ им. П.Е. Алексеева. 2019. № 3(126). С. 57–66.
7. Kurganova N.V., Filin M.A., Cherniaev D.S., Shaklein A.G., Namiot D.E. Digital twins' introduction as one of the major directions of industrial digitalization. *International journal of Open Information Technologies*, 2019, no. 5, pp. 105–115.
8. Самсонов К.С., Севрюкова А.В., Салахатдинова А.Р., Проваторов А.С. Создание систем автоматизированного проектирования контрольно-диагностических и испытательных операций // Политехнический молодежный журнал МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2016. № 7(12). С. 1–10.
9. Чернышев С.Л., Зиченков М.Ч., Ишмуратов Ф.З., Чедрик В.В. Тенденции развития вычислительной механики для прочностного проектирования конструкции ЛА // Чебышевский сборник. 2017. № 3 (63). С. 482–499.
10. Зиченков М.Ч., Дзюба А.С., Дубинский С.В., Лимонин М.В., Парышев С.Э., Панков А.В. Развитие методов анализа и исследования прочности авиационных конструкций // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2018. № 11. С. 87–105.
11. Межин В.С., Обухов В.В. Сравнительный анализ экспериментального подтверждения конечно-элементных моделей конструкции космических летательных аппаратов // Космическая техника и технологии. 2016. № 4(15). С. 14–23.
12. Беляева И.А., Глушников В.А. Последовательность компьютерного моделирования комбинированных статикодинамических технологий машиностроения // Известия Самарского научного центра РАН. 2016. № 18 (4–1). С. 76–81.

References

1. Popkov D.V. Topical issues of the production of antiaircraft guided missiles within the life cycle of military products. *Industrial Economics*, 2021, no. 3, pp. 87–90. (In Russ.)
2. Samsonov K., Sevryukova A., Egorova O. New Trends in Learning through 3D modeling. *Springer. History of mechanism and Machine Science*, 2016, no. 32, pp. 137–150.
3. Smirnov A.N., Govorkov A.S. Determination of external power factors acting on an unmanned aerial vehicle in critical flight modes. *Modern technologies. System analysis. Modeling*. 2019, no. 4 (64), pp. 125–131. (In Russ.)
4. Samsonov K.S., Alekperov E.S., Samsonova A.V. Modeling of external mechanical factors impact during the exploitation of an aircraft. *Proceedings of the XXI International Conference on Computational Mechanics and Modern Applied Software Systems (VMSPPS'19)*, May 24–31, 2019, Alushta. Moscow, 2019, pp. 706–708. (In Russ.)
5. Prorok V.Ya., Shaymukhametov Sh.I. Mathematical model of movement hypersonic aircraft. *H&ES research – High-tech technologies in space exploration of the Earth*. 2016, no. 8 (S2), pp. 17–21. (In Russ.)
6. Yalozo A.V. Hybrid method of mathematical modeling of hydrodynamic flows in engineering hydraulic systems. *Proceedings of the R.E. Alekseev NSTU*, 2019, no. 3 (126), pp. 57–66. (In Russ.)
7. Kurganova N.V., Filin M.A., Cherniaev D.S., Shaklein A.G., Namiot D.E. Digital twins' introduction as one of the major directions of industrial digitalization. *International journal of Open Information Technologies*, 2019, no. 5, pp. 105–115.

8. **Samsonov K.S., Sevryukova A.V., Salakhatdinova A.R., Provatorov A.S.** System implementation of computer-aided design of control-diagnostic and test operations. *Polytechnic Youth Journal of Bauman Moscow State Technical University*, 2016, no. 7 (12), pp. 1–10. (In Russ.)
9. **Chernyshev S.L., Zichenkov M.Ch., Ishmuratov F.Z., Chedrik V.V.** Trends in the development of computational mechanics for the strength design of aircraft structures. *Chebyshevsky Collection*, 2017, no. 3 (63), pp. 482–499. (In Russ.)
10. **Zichenkov M.Ch., Dzuba A.S., Dubinskiy S.V., Limonin M.V., Paryshev S.E., Pankov A.V.** Development of airframe structural strength research methods. *Flight, All-Russian Scientific and Technical Journal*, 2018, no. 11, pp. 87–105. (In Russ.)
11. **Mezhin V.S., Obukhov V.V.** The Comparative analysis of experimental methods of spacecraft structure dynamic finite element models verification. *Space technology and technologies*, 2016, no. 4 (15), pp. 14–23. (In Russ.)
12. **Belyaeva I.A., Glushchenkov V.A.** The sequence of computer simulation of combined (static-dynamic) technologies of mechanical engineering. *News of the Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences*, 2016, no. 18 (4–1), pp. 76–81. (In Russ.)

Статья поступила в редакцию 15.12.2022; одобрена после рецензирования 28.12.2022; принята к публикации 09.01.2023

The article was submitted on 15.12.2022; approved after reviewing on 28.12.2022; accepted for publication on 09.01.2023.