

УДК 629.76.02:536.2

## СУЧАСНІ МЕТОДИ МОДЕЛЮВАННЯ ТЕПЛОВОГО СТАНУ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЇ РАКЕТНИХ КОМПЛЕКСІВ ПРИ ЕКСПЛУАТАЦІЇ

Сергій Фуркало, Володимир Сіренко, Катерина Логінова

Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля», м. Дніпро

Здійснено розрахунок теплового стану стартового комплексу «Циклон-4М» з використанням CFD-моделювання, яке дає можливість прогнозувати з підвищеною точністю потік газу для реальних умов за розумних витрат обчислювальних засобів та часу.

Ракета-носії «Циклон-4М» має чотирисоплову рушійну установку, яка працює на компонентах палива кисень-керосин. Геометричну модель ракети на стартовому комплексі показано на рис. 1. Згенеровано розрахункову сітку з тетраедральних елементів (порядку 100 мільйонів комірок, рис. 2).

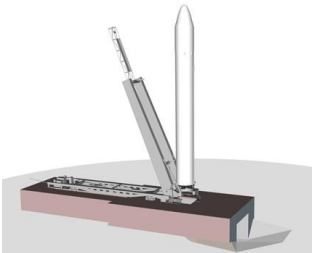


Рис. 1. Геометрична модель ракети на стартовому комплексі

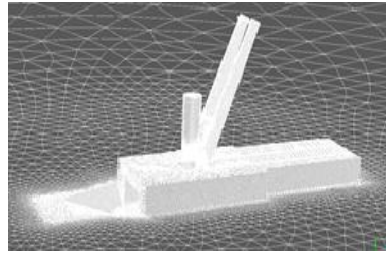


Рис. 2. Тетраедальна розрахункова сітка ракети на стартовому комплексі

Чисельне моделювання стартового комплексу виконано за допомогою ANSYS Fluent у стаціонарній постановці, тип вирішувача – Pressure-Based, модель турбулентності типу k-omega SST. Для відображення реальної картини горіння палива, розроблена покрокова кінетична модель розкладання керосину з елементарними проміжними реакціями. Кінетичний механізм горіння враховував близько 10 хімічних реакцій та моделювався за допомогою моделі Species Transport. Розроблена чисельна модель враховує велику кількість процесів та являється ресурсомістким, потребує обчислювальних потужностей, які перевищують звичайні робочі станції, оскільки необхідно розв'язувати рівняння нерозривності для кожного хімічного компоненту. Для отримання розв'язку використано суперкомп'ютер на базі 96 вузлів по 2 процесора Intel Xeon архітектури Skylake (сумарно доступно 3840 обчислювальних ядер), 20 000 Гб оперативної пам'яті.

Показано, що максимальний газодинамічний вплив припадає на елементи газовідбивача в місцях прямого натікання струму, а також в області стриб-

ка ущільнення. Розподілення температури та тиску газу на поверхні газовідбивача показано на рис. 3, 4. Максимальне значення тиску газу досягає 0,45 МПа, а максимальна температура газу не перевищує 3000 °С.

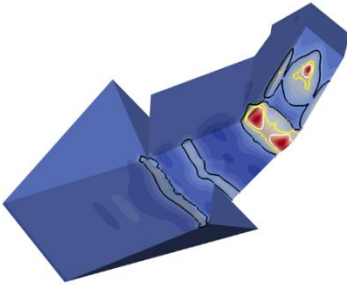


Рис. 3. Розподілення тиску на поверхні газовідбивача

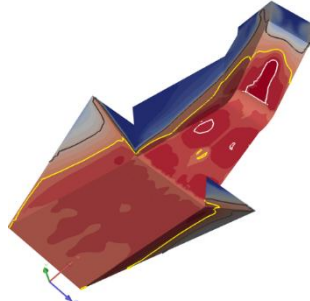


Рис. 4. Розподілення температури на поверхні газовідбивача

Тепловий стан газовідбивача (рис. 5) визначається в системі розрахункових точок, які утворюються в результаті розбивки тіла конструкції на елементарні об'єми (метод елементарних балансів). Даний метод дозволяє отримати розв'язок для конструкції, яка має складну геометричну форму, змінні теплофізичні властивості, а також при довільних видах теплопередачі та крайових умов. Максимальна температура поверхні газовідбивача може досягати температури плавлення сталі 1400 °С.

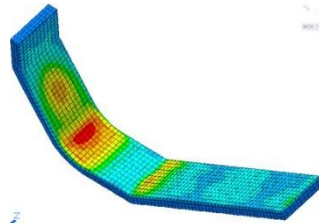


Рис. 5. Результати розрахунку теплового стану газоходу

Виконано порівняння результатів розрахунку з експериментальними даними, отриманими на газодинамічних модельних стендах. Використано модельний твердопаливний газогенератор на базі штатної шашки заряду 8X618 двигуна ДР51. Результат верифікації показав, що похибка розрахунку основних газодинамічних параметрів не перевищує 10 %. Отримані результати вказують на ефективність використання розрахункового комплексу ANSYS Fluent для якісної оцінки газодинамічного впливу, необхідного для розрахунку теплового стану елементів конструкції ракетних комплексів.

#### MODERN METHODS OF SIMULATION OF THERMAL STATE OF ROCKET COMPLEX STRUCTURAL ELEMENTS DURING OPERATION

*The intensive thermal and force impact of the propulsion system on the launch complex elements is the source of increased risk. The parameters with the necessary accuracy, taking into account the immensity of the possible consequences of design errors, can be obtained during bench-scale gas-dynamic and flight tests. However, conducting tests in full measure requires large financial expenses, which significantly increases the cost of the development of the complex. In the process of development of the Cyclone-4M rocket complex, CFD modeling was used to select the optimal launch complex design.*