

## ОПТИМИЗАЦИЯ ЭЛЕКТРОННОЙ ОБРАБОТКИ ИЗДЕЛИЙ ИНФРАКРАСНОЙ ТЕХНИКИ

*\*Черкасский государственный технологический университет,  
бул. Шевченко, 460, г. Черкассы, 18006, Украина*

*\*\*Черниговский государственный технологический университет,  
ул. Шевченко, 95, г. Чернигов, 14027, Украина*

Использование обтекателей из оптической керамики в изделиях ИК–техники бортовых систем управления летательными аппаратами [1–7] при скоростях встречного потока воздуха до 5–6 М ( $M$  – число Маха) и угловых скоростях вращения до 4200–5200 рад/с сопровождается неустойчивостями в их работе и отказами. Причиной этого является неравномерный кратковременный нагрев обтекателей в условиях интенсивного вращения и сверхзвукового обдува, что приводит к возникновению значительных термоупругих напряжений на их поверхности, появлению трещин, сколов и разрушению материала.

Для повышения надежности работы изделий ИК–техники, в рассматриваемых динамических условиях эксплуатации, на стадии финишного изготовления обтекателей необходимо проводить поверхностное термоупрочнение оптических керамик ленточными электронными потоками [8–10].

Расчетно-теоретические исследования авторов показали, что вместо всей поверхности обтекателя имеет смысл проводить электронное упрочнение керамики только в зоне максимальных внешних тепловых воздействий, где термоупругие напряжения приводят к разрушению изделий. Для этого натурными экспериментами следует установить форму распределения теплового потока из пограничного слоя в поверхность изделия. К настоящему времени не исследованы процессы нагрева полусферических обтекателей из оптических керамик при обдуве встречным сверхзвуковым потоком воздуха ( $M = 2–6$ ) для ламинарного ( $Re = (U \cdot D)/\nu \leq 10^5$ , где  $\nu$  и  $U$  – кинематическая вязкость и скорость набегающего потока,  $D$  – диаметр обтекателя) и турбулентного режимов обтекания ( $Re > 10^5$ ) в условиях интенсивного осесимметричного вращения изделия ( $\omega = 1050 – 5200$  рад/с).

В качестве оптических материалов использовали керамики КО-2, КО-4 и КО-12, основные теплофизические и физико-механические характеристики которых (плотность, объемная теплоемкость, коэффициент теплопроводности, коэффициент объемного расширения, модуль Юнга и др.) к настоящему времени хорошо известны [6, 11]. В качестве макетов изделий ИК–техники использовали полусферические обтекатели ( $D = 30–50$  мм).

Для испытания изделий в условиях, близких к реальным условиям их эксплуатации, была модифицирована лабораторно-испытательная установка [5, 6]: расширен диапазон изменения скоростей обдува потоком воздуха с 1,5–3 до 5–6 М за счет использования сменных сопел с диаметром среза 40–60 мм; обеспечен предварительный подогрев воздуха с целью снижения его теплопотерь при течении по соплу; увеличен диапазон скоростей вращения с 1050–2100 до 4200–5200 рад/с за счет использования специальной пневмотурбины. Общий установкой и вид изделий после испытаний представлены на рис. 1 и 2.

Установка (рис. 3) состоит из воздухонагнетательной камеры 1 со сменными соплами 2, смонтированной на массивной станине 7. Исследуемый образец 3 помещается перед срезом сопла в металлическом держателе 4, который вместе с образцом может перемещаться относительно среза сопла посредством гидроманипулятора. Нагрев воздуха в камере 1 происходит при смешивании холодного воздуха с горячими газами, поступающими из теплогенератора 9. Воздух для обдува, воздух (окислитель) для подогрева и горючее (бензин) из баллона 8 подаются в камеру теплогенератора через отсечные краны 10, управляемые электропневмоклапанами 11.



Рис. 1. Общий вид установки, моделирующей встречный обдув потоком воздуха и вращение обтекателей из оптической керамики

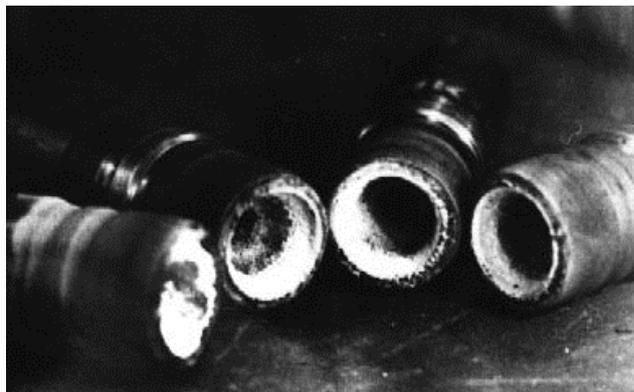


Рис. 2. Внешний вид изделий после испытаний в условиях:  $M = 4,5$ ,  $\omega = 40000$  об/мин

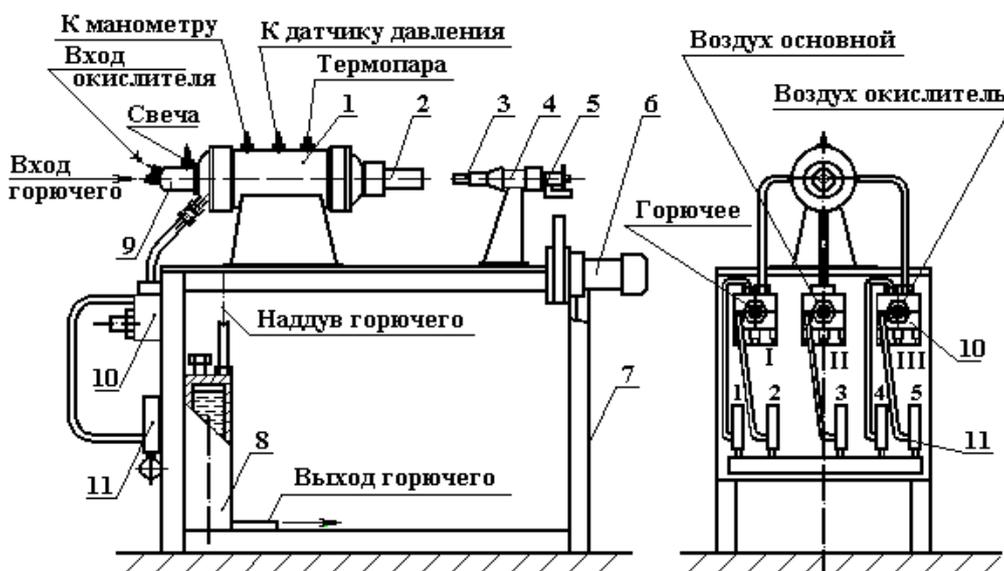


Рис. 3. Общая схема лабораторно-испытательной установки (пояснения в тексте)

На станине 7 крепится привод вращения изделия (электродвигатель постоянного тока напряжением 27 В и мощностью 27 кВт с номинальным числом оборотов 1750 рад/с) со сменными шкивами и специальной плоскоременной передачей для изменения скоростей вращения изделия до 3100 рад/с. Для обеспечения необходимых динамических характеристик привода вращения в полости подшипников специальной форсункой создавался масляный туман. Число оборотов с точностью  $\pm (1 - 2)$  рад/с измеряли электронным частотомером с фотодатчиком 5 и усилителем на микросхеме 1УС231Б.

Для увеличения скорости вращения до 5200 рад/с электродвигатель с ременной передачей заменяли пневмотурбиной ВИ24-63, что позволяло значительно повысить надежность и стабильность частоты вращения. Регулирование скорости вращения вала пневмотурбины производится изменением давления питающего воздуха.

Оптимальное расстояние от образца до среза сопла установлено в результате шлирен-фотографических исследований структуры сверхзвукового газового потока на теневом приборе ИАБ-451 б (рис. 4). Анализ шлирен-фотографий показал, что газовый поток на дозвуковом и сверхзвуковом режимах имеет расчетные параметры при  $L = 80 - 90$  мм.

Благодаря этому неизменной сохраняется структура начального участка потока, что позволяет использовать известные газодинамические формулы для расчетной оценки параметров газового потока с помощью газодинамических функций, исходя из коэффициента скорости, представляющего собой отношение скорости потока к критической скорости (при критическом режиме скорость потока равна скорости звука) [12–16]:

$$\lambda^2 = \frac{k+1}{k-1} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{P}{P_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right], \quad (1)$$

где  $P_0$  – полное давление, которое связывает два фактора: скорость и давление в потоке  $P$ .

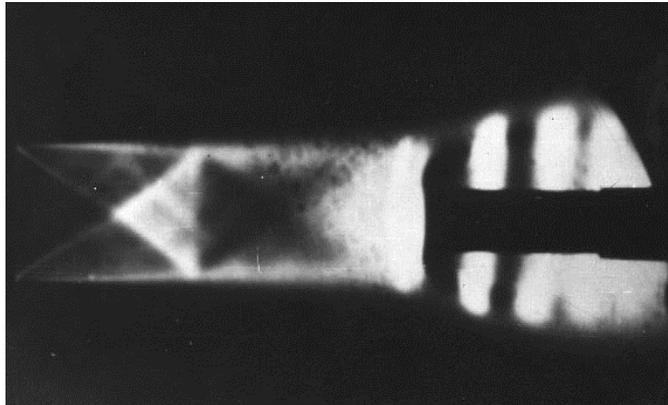


Рис. 4. Шлирен-фотография обтекания образца воздушным потоком со скоростью  $M = 4,5$  (расстояние от образца до среза сопла 80 мм)

Тогда скорость истечения воздушного потока из сопла определяется по следующей формуле [12–16]:

$$V = \lambda \cdot \left( \frac{2 \cdot k}{k+1} \cdot \frac{R \cdot T}{\mu} \right)^{1/2}, \quad (2)$$

где  $R$  – газовая постоянная,  $\mu$  – молекулярный вес воздуха.

Полное давление  $P_0$  у переднего торца образца при сверхзвуковом обтекании потоком воздуха (с учетом прямого скачка уплотнения) определяется по зависимости [12–16]:

$$\frac{P_0}{P} = \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \cdot \left( \frac{2}{k-1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \frac{M^{2k/(k-1)}}{\left( \frac{2 \cdot k}{k-1} \cdot M^2 - 1 \right)^{1/(k-1)}}, \quad (3)$$

где  $M = V/a$  – безразмерная скорость истечения воздушного потока (число Маха);  $a = (k \cdot R \cdot T / \mu)^{1/2}$  – скорость звука.

Расход бензина составлял несколько процентов от общего расхода воздуха, ввиду этого параметры рабочего газового потока практически равны параметрам воздуха (в частности,  $k \cong 1,4$ ).

Таким образом, полагая в формуле (3)  $k = 1,4$ , получаем более простое выражение для  $P_0$ :

$$\frac{P_0}{P} = \frac{166,7 \cdot M^7}{(7 \cdot M^2 - 1)^{2,5}}. \quad (4)$$

Для обеспечения высокой производительности испытаний использован специальный пульт автоматического управления установкой по заданной программе. Испытаны изделия с полусферическими обтекателями из оптической керамики в условиях, близких к реальным условиям их эксплуатации (обдув до 2–5 М и вращение до 4200–5200 рад/с).

Установлено, что при скоростях обдува 4–5 М у 60–70% испытанных обтекателей поверхностные слои разрушаются (появляются большие трещины, кратеры с рваными краями, значительные сколы), а при скоростях обдува 5–6 М разрушению подвергаются уже более 90% испытанных обтекателей. По результатам шлирен-фотографических исследований структуры газового потока и конечным результатам испытаний установлено, что основной вклад в разрушение обтекателей вносит турбулентный сверхзвуковой обдув, приводящий к существенно неравномерному нагреву поверхности обтекателя и формированию зон повышенных термовоздействий, места расположения которых значительно смещены от передней критической точки обтекателя вдоль его поверхности. При лами-

минарном сверхзвуковом обдуве зона максимального нагрева поверхности обтекателя располагается вблизи его передней критической точки для всего исследованного диапазона  $M$ . Для турбулентного режима обтекания получены (рис. 5) зависимости  $\theta_{кр}(M)$ , где  $\theta_{кр}$  – значение угла, отсчитываемого вдоль поверхности обтекателя от его передней критической точки до места, где происходит его разрушение. При скоростях обдува 2,5–6  $M$  зоны разрушения поверхности обтекателя располагаются в узком диапазоне  $\theta_{кр} = 19 - 21^\circ$ .

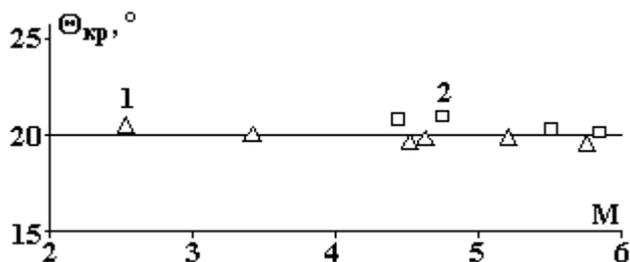


Рис. 5. Зависимость  $\theta_{кр}(M)$  для обдува обтекателя из оптической керамики КО-2: 1 – испытания на лабораторной установке; 2 – натурные испытания (погрешность  $\pm 10-15\%$ )

Стендовые и натурные исследования показали, что при нулевых углах атаки и скольжения, которые реализуют путем задания соответствующих программ полета изделий, их нагрев сравнительно нетрудно поддается расчету как для ламинарного, так и турбулентного режимов обтекания изделия газовыми потоками [16, 17]. Для рассматриваемых размеров обтекателей при обдуве со скоростями более 2,5–3  $M$  реализуется турбулентный режим обтекания по всей поверхности обтекателя, так как значения критерия Рейнольдса в этом случае  $Re > 10^5$ , ламинарный режим реализуется только вблизи критической точки полусферы, где значения  $Re < 10^5$ .

В настоящее время отсутствует законченная теория турбулентного теплообмена, поэтому вместо решения классической контактной задачи аэродинамического нагрева рассматриваемых изделий используется следующий полуэмпирический подход, погрешность которого [6], находится в пределах 15–20%. Сущность его заключается в том, что внешняя газодинамическая задача обтекания решается на основе экспериментальных данных по продувкам тел различной геометрической формы (плоские и осесимметричные) в аэродинамических трубах [14–17]. В результате тепловой поток  $q_w$  находится из пограничного слоя в поверхность обтекателя, величина которого зависит от условий полета изделия (скорость, высота, состав окружающей среды, интенсивность вращения и т.д.), режима обтекания (ламинарный или турбулентный), характеристик обтекаемой поверхности (размер, форма, материал, шероховатость и т.д.).

Результаты данных исследований использованы при разработке серийных изделий оптико-механических приборов ИК-области спектра, оптико-электронных и интегрально-оптических приспособлений специального назначения и др. (ПО «завод Арсенал», ЦКБ «Арсенал», НПО «Фотоприбор», Киев, Черкассы).

В результате исследований нагрева поверхности полусферических обтекателей из оптических материалов на модернизированной лабораторно-испытательной установке при скоростях обдува потоком воздуха 1,5–6  $M$  и угловых скоростях осесимметричного вращения 1050–5200 рад/с с применением шпирен-фотографических исследований структуры газового потока установлено:

1. Оптимальное расстояние от среза сопла до испытываемых изделий, при котором обеспечивается стабильность сверхзвукового потока возле поверхности полусферических обтекателей диаметром 30–50 мм, равно 80–90 мм.

2. При скоростях обдува 4–5  $M$  у 60–70% обтекателей поверхностные слои подвергаются разрушению, а при скоростях обдува 5–6  $M$  разрушению подвергаются более 90% изделий.

3. При ламинарном режиме обтекания разрушения изделий происходят вблизи передней критической точки, а в случае турбулентного обтекания – область разрушений смещается от передней критической точки ( $\theta_{кр} = 0^\circ$ ) вдоль поверхности обтекателя в пределах  $19-21^\circ$  для  $M = 2,5-6$ .

4. Экспериментальные результаты подтверждают расчетно-теоретические данные максимальных значений теплового потока из пограничного слоя, поступающего на поверхность обтекателя для  $M = 2-6$ : для ламинарного режима обтекания максимум теплового потока находится в окрестности передней критической точки; для турбулентного режима обтекания – на расстояниях  $\theta (q_w)_{max} = 20 - 30^\circ$  от передней критической точки.

5. Упрочняющую электронную обработку полусферических обтекателей диаметром 30–50 мм из оптических керамик КО-2, КО-4, КО-12 достаточно проводить для зоны максимальных полетных термовоздействий, указанных в п.4.

Авторы выражают благодарность доценту Л.Е. Шейнману и инженерам В.Л. Галагану, А.В. Третьякову за помощь в проведении испытаний на лабораторной установке (Ижевский механический институт), а также профессору Г.Ю. Мазингу (Московский приборостроительный институт) за полезные советы при обсуждении результатов исследований.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Брауэр К.О. Пиротехнические устройства для космических аппаратов // Вопросы ракетной техники. 1969. Вып.10. С. 47–61.
2. Лазарев Л.П. Инфракрасные приборы самонаведения летательных аппаратов. М., 1970.
3. Хадсон Р. Инфракрасные системы. М., 1972.
4. Волков Е.Б., Сырицин Т.А., Мазинг Г.Ю. Статика и динамика ракетных двигательных установок. М., 1978.
5. Силин Н.А., Ващенко В.А., Кашипов Л.Я. и др. Горение металлизированных гетерогенных конденсированных систем. М., 1982.
6. Ващенко В.А. Высокотемпературные технологические процессы взаимодействия концентрированных источников энергии с материалами (Монография) / Деп. в ВИНТИ 07.08.96, №62-хп 96.
7. Ващенко В.А. Процессы горения металлизированных конденсированных систем при различных внешних условиях // Вісник ЧІТІ. 2000. № 2. С.185–188.
8. Ващенко В.А. Наукові основи оптимізації процесів електронно-променевої обробки оптичних матеріалів // Вісник ЧДУ. Серія “Фізико-математичні науки”. Вип. 9. 1999. С. 35–40.
9. Ващенко В.А. Физико-технические процессы взаимодействия электронного луча с оптическими материалами // Вісник ЧІТІ. 2000. № 2. С.14–19.
10. Бочок М.П., Бутко М.П., Ващенко В.А., и др. Спеціальні методи обробки оптичного скла (технологія, техніка, економіка): Навчальний посібник за ред. академіка ІАУ, проф. Д. І. Котельникова. Чернігов, 2002.
11. Воронова Е.М., Гречушников Б.Н., Дистлер Г.Н., Петров И.П. Оптические материалы для инфракрасной техники. М., 1965.
12. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. М., 1987.
13. Тимошенко В.И. Сверхзвуковые течения вязкого газа. Киев, 1987.
14. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. М., 1969.
15. Ван-Драйт. Проблемы аэродинамики нагрева // Вопросы ракетной техники. 1976. № 5(41). С. 46–57.
16. Беляев Н.М., Рядно А.А. Методы теории теплопроводности. М., 1982.
17. Карташов Э.М. Аналитические методы в теории теплопроводности твердых тел. М., 1985.

Поступила 10.03.04

## Summary

Parameters of electron heat treatment of ceramic surface of streamliners of infra-red devices for creation of thermo-shock resistive layers of infrared self-direct devices of flying apparatus have been determined as a results of shliren–photographic investigations of streamliners under the conditions of supersonic blow testing and intensive rotating.