

文章编号: 1000-8055(2010)03-0509-06

流固网络一体化模拟方法探索及应用

侯升平, 陶 智, 韩树军, 丁水汀, 徐国强
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力科技重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 推导了一种新的流体网络与固体网络一体化模拟方法编成程序应用到航空发动机空气系统及沿程固体域的温度、压力、流量预测中。该方法将模拟系统简化为节点和元件组成的网络, 节点和元件处建立守恒方程, 应用新的方法将流体和固体网络统一求解。程序应用到有参考结果的算例中得到验证, 验证后的程序被应用到某预研航空发动机涡轮盘的流场和温度场预测中, 为工程设计提供了有用的参考。

关 键 词: 非稳态; 流体网络; 节点; 压力修正

中图分类号: V228.3

文献标识码: A

Simulation approach to the fluid-thermal network and the application

HOU Sheng-ping, TAO Zhi, HAN Shu-jun, DING Shui-ting, XU Guo-qiang
(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engines,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: A new approach combining fluid network and thermal network was developed to predict the characteristic of pressure, temperature and mass flow rate of engine. The simulated system was simplified into nodes and branches. Conservation equations were solved by a newly introduced fluid-thermal method. The program was validated by applying to the benchmark, and then the program was applied to predict the flow and heat transfer characteristics of turbine disk in engine, providing useful reference for design.

Key words: unsteady; fluid network; node; pressure correction

流固网络一体化方法是将流体域简化为流阻元件和节点组成的流体网络, 将固体域简化为热阻元件和节点组成的热网络, 流体网络和热网络通过一定的方式连接起来, 形成统一网络, 然后用统一的方法进行求解以确定流场和温度场的一种数值模拟方法。本方法因能快速有效地模拟复杂流体域和固体域而在航空发动机、石油化工、暖通等机械设备的设计、校核和改进中得到探索和应用。

Schallhorn^[1-2]采用 Newton-Raphson 方法开发了程序 GFSSP 求解非线性守恒方程组来求解

流体系统, 在此基础上, 陶智、侯升平^[3-6]探索出更适合工程应用的网络模拟方法, 但都没有考虑固体域的求解。Miltiadis^[7]将热网络模拟方法应用到热量控制系统研究中, 侧重于研究温度变化对于控制的影响, 没有与流动方程统一求解。Athavale^[8]将固体、流体流动换热迭代计算, 迭代过程中两部分计算结果互为边界条件, 需较多借助于三维分析软件, 总体计算量较大。Tetlow^[9]将 Monte Carlo 法和 Newton-Raphson 方法结合应用到流动换热的求解中, 侧重于比较精细的科学研究中, 计算量大, 不太适用于模拟工程应用中

收稿日期: 2009-03-16; 修订日期: 2009-09-08

基金项目: “凡舟”青年科研基金(20070401)

作者简介: 侯升平(1982-), 男, 山东日照人, 博士生, 主要研究方向为航空发动机空气冷却系统及高温部件数值模拟。

的流动换热. Gamble^[10-11]在对燃油系统等研究时将各部分热控制方程进行依次求解并反复迭代,对于复杂系统计算迭代步数较多,计算量还是比较大.综上所述,对于流固系统模拟,还需进一步探索更适用于工程应用的模拟方法.

本文采用新的方法将流体和固体系统形成统一网络同时求解,在此基础上开发了程序,并应用到有参考结果的算例中得到验证,验证后的程序被应用到航空发动机涡轮盘流固模拟中.

1 流固一体化网络模型

本文将流路系统和固体系统简化为由元件和节点组成的网络,如图1所示,其中 j, k, l 是边界节点, i 是内部节点,JI, IK, IL是元件.在节点处建立质量、能量守恒方程,在元件处建立动量守恒方程,固体区域作为阻力系数无穷大,流量为0的特殊流体,两部分方程组成流固一体化网络控制方程组.为了便于建立控制方程,需要从网络模型中取基本网络单元进行分析,如图2所示.对于网络单元包括的参数有元件II的质量流量 m_{ij} ,元件进出口节点 i, j 的温度 T_i, T_j ,旋转轴的旋转角速度 ω 等,固体单元可以看成是阻力系数无穷大的流体元件,即流量 $m_{ij} = 0$.

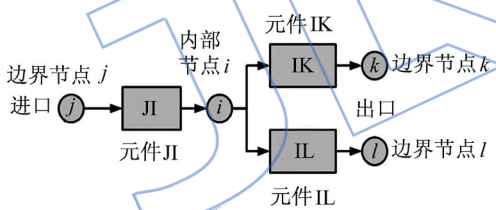


图1 网络模型

Fig.1 Schematic drawing of network

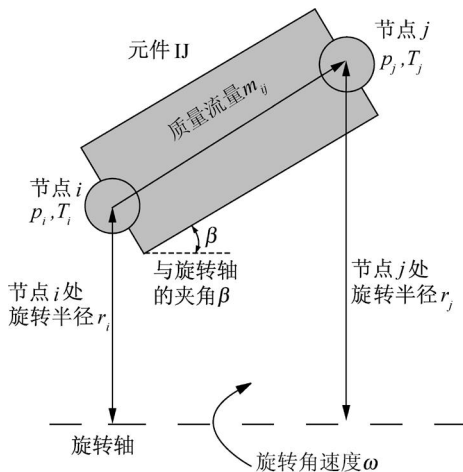


图2 网络单元模型

Fig.2 Scheme drawing of basic network unit

1.1 基本控制方程组

流体元件质量守恒方程

$$\frac{dM}{d\tau} = \sum m_i \quad (1)$$

其中 M 为流体质量, m_i 为进出节点 i 的各流体元件质量流量, τ 为时间.

流体元件动量守恒方程

$$\begin{cases} \frac{1}{A} \frac{dMu}{d\tau} = B - \frac{\rho \xi}{2} u^2 \\ B = p_{in} - p_{out} + \frac{\rho \omega^2 (r_{out}^2 - r_{in}^2)}{2} \end{cases} \quad (2)$$

其中 A 为元件横截面积, u 为流体流速, ρ 为元件内流体平均密度, ξ 为元件阻力系数, p_{in}, p_{out} 为元件进、出口节点压力, ω 为元件旋转角速度, r_{in}, r_{out} 为元件进、出口旋转半径.

由全微分关系有

$$\frac{dMu}{d\tau} = M \frac{du}{d\tau} + u \frac{dM}{d\tau} \quad (3)$$

将公式(1)代入公式(3)得到

$$\frac{du}{d\tau} = f(u^2, p_{in}, p_{out}, r_{in}, r_{out}, \tau, K_1) \quad (4)$$

其中 K_1 包括密度、阻力系数、旋转角速度、元件长度和直径等物性参数和几何参数.

对方程(4)积分得到

$$m\tau = m\tau(p_{in}, p_{out}, r_{in}, r_{out}, \tau, K_1) \quad (5)$$

流固元件统一能量守恒方程

$$\frac{dMh^*}{d\tau} = \frac{m\omega^2 (r_{out}^2 - r_{in}^2)}{2} + m c_p T_{in}^* - m c_p T_{out}^* + \alpha F (T_w - T) \quad (6)$$

$$\begin{cases} h^* = c_p T^* \\ T^* = T + \frac{u^2}{2c_p} \end{cases} \quad (7)$$

其中 c_p 为比定压热容, T_{in}^*, T_{out}^* 分别为元件进、出口节点总温, T^* 为总温, T 为静温, α 为元件与壁面的传热系数, T_w 为壁面温度, F 为元件与壁面的换热面积,对于固体元件,由于流量为0,所以只剩最后一项.

元件内流体平均温度取进出口节点温度的算术平均值

$$\begin{cases} T = 0.5 \times (T_{in} + T_{out}) \\ T^* = 0.5 \times (T_{in}^* + T_{out}^*) \end{cases} \quad (8)$$

由全微分关系有

$$\frac{dMh^*}{d\tau} = M \frac{dh^*}{d\tau} + h^* \frac{dM}{d\tau} \quad (9)$$

将公式(6)代入公式(9)得到

$$\frac{dT^*}{d\tau} = f(T_0^*, \tau, m, r_1, r_2, K_2, T^*) \quad (10)$$

其中 K_2 包括密度、传热系数、旋转角速度、换热面积、壁温等物性参数和几何参数。

对方程(10)积分得到

$$T_{\tau}^* = T_{\tau}^*(T_0^*, \tau, m, r_1, r_2, K_2) \quad (11)$$

若有 Q 个元件汇流到同一节点 i , 节点总温可由下式得到

$$\left(\sum_N m_N c_{p_N}\right) T_i^* = \sum_N (m_N c_{p_N} T_N^*) \quad (12)$$

其中 Q 为汇聚到节点 i 的元件总数, N 表示元件。

气体状态方程

流体为气体时,应用理想气体状态方程

$$p = RT \quad (13)$$

其中 R 为气体常数。

1.2 流体元件压力修正方程组

对每一元件由两时间步间流量变化关系有

$$\Delta m = m_{\tau+\Delta\tau} - m_{\tau} \quad (14)$$

将公式(5)代入公式(14)得到

$$m_{\tau+\Delta\tau}(p_{in}, p_{out}, r_{in}, r_{out}, \tau, K_1) - m_{\tau}(p_{in}, p_{out}, r_{in}, r_{out}, \tau, K_1) = \Delta m \quad (15)$$

另一方面,由全微分关系可以得到

$$\Delta m = \sum \frac{\partial m}{\partial p_{in}} \Delta p_{in} + \sum \frac{\partial m}{\partial p_{out}} \Delta p_{out} \quad (16)$$

结合公式(15)和公式(16)得到

$$\sum \frac{\partial m}{\partial p_{in}} \Delta p_{in} + \sum \frac{\partial m}{\partial p_{out}} \Delta p_{out} = f_{\tau+\Delta\tau}(p_{in}, p_{out}, r_{in}, r_{out}, \tau, K_1) - f_{\tau}(p_{in}, p_{out}, r_{in}, r_{out}, \tau, K_1) \quad (17)$$

对所有元件建立上述关系式,得到线性压力修正方程组,用 Croust 方法求解方程组得到各节点的压力修正值 Δp_i , 各节点新的压力值为

$$p_i = p_i + \Delta p_i \quad (18)$$

方程组(17)中的系数用到压力,所以要进行迭代求解,直到满足如下的总压残差百分比和流量残差百分比计算精度要求

$$\varepsilon_1 = \frac{|\Delta m|}{m}, \varepsilon_2 = \frac{|\Delta p|}{p} \quad (19)$$

由于动量能量守恒方程的计算参数相互影响,故在每一次迭代结束对阻力系数、传热系数以

及物性参数在新参数下进行修正计算。

1.3 对流固边界的处理

图 3 是典型部件一体化网络划分示意图,方框表示元件,方框里的数字表示元件编号,连接方框的数字表示节点编号。流体固体交界处引入对流换热热阻连接固体节点与流体节点,从流体入口节点起,与节点下游流体元件对应的固体节点集中到此流体元件的出口节点,依此类推在所有边界上把固体节点与流体节点对应起来形成整体网络,每一次由整场温度计算结果对物性参数及传热系数等进行修正。

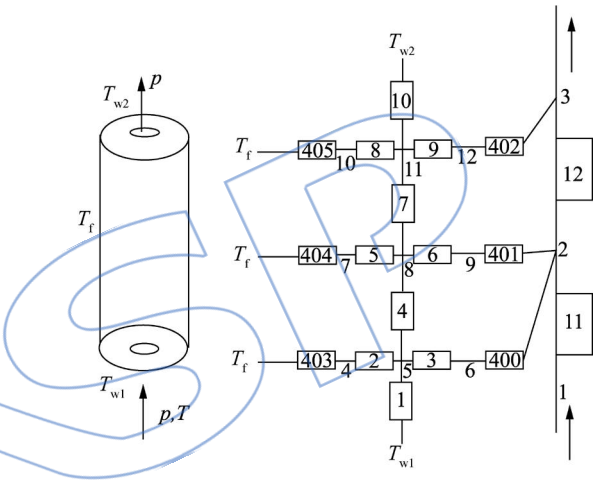


图 3 典型部件一体化网络划分
Fig.3 Coupled network division of typical component

2 验证模型及结果

表 1 是本程序对经过美国航空航天局 (NASA) 实验和计算过的模型^[12] 的计算结果与已有结果的比较。可以看出,结果吻合的较好,证明了程序的可行性。

表 1 本程序计算结果与 NASA 实验及计算结果比较
Table 1 Comparison of t calculated results in this paper with the results from NASA test and computation

推进剂	流量/(kg/s)		
	NASA 实验	NASA 计算	本文计算
Lox	0.149	0.153	0.152
RP-1	0.045	0.038	0.038

3 计算模型与结果

该方法被应用到一个航空发动机涡轮盘模型计算中,简化后的网络图如图 4 所示,涡轮盘由

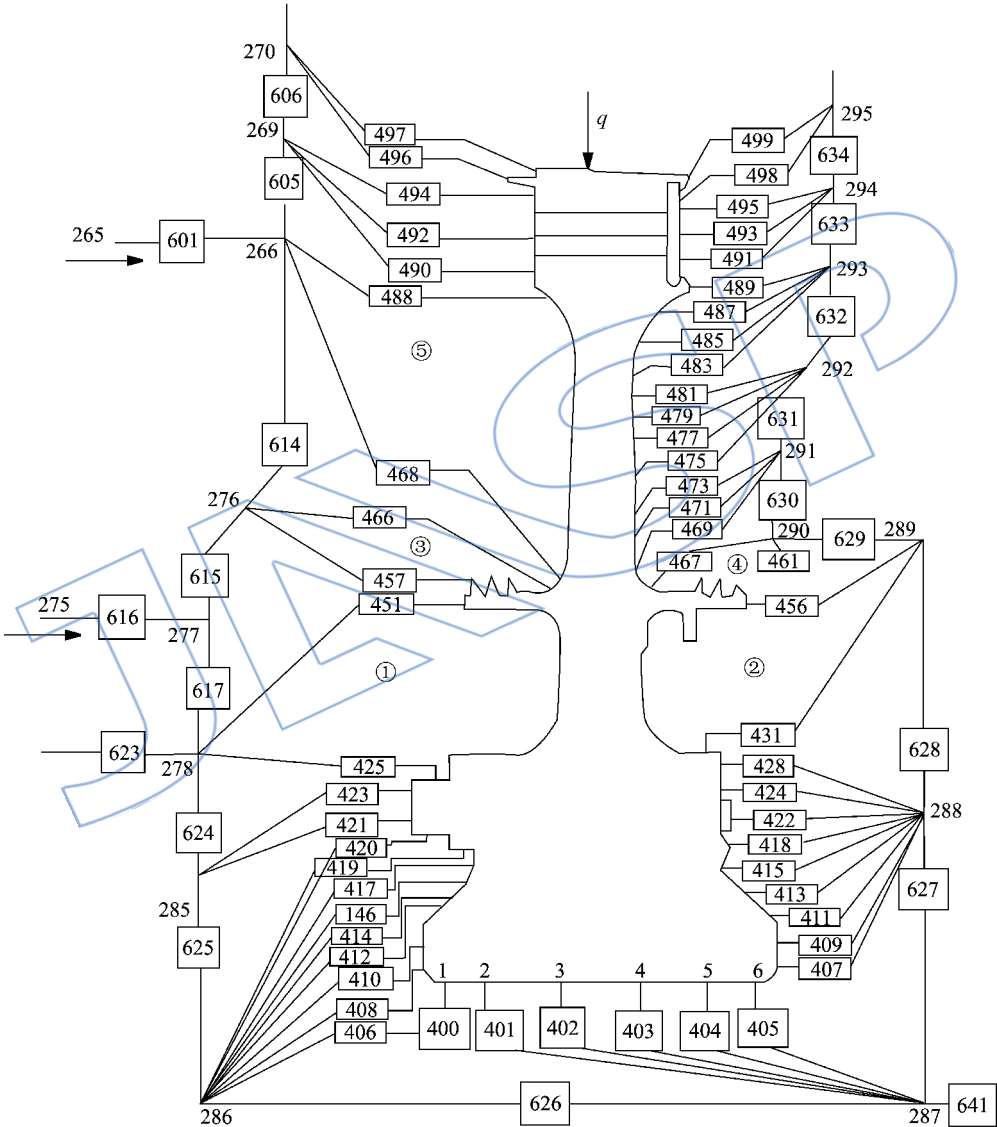
348 个固体元件和 264 个固体节点组成,涡轮盘前后腔空气流路由 20 个流体元件和 21 个流体节点组成,流体和固体之间由 100 个对流换热热阻元件连接.其中节点 265 和 275 为进口节点,节点 270 和 295 为出口节点.进出口已知条件如表 2 所示.顶部热流密度为 80 kW/m^2 .

图 5 是涡轮盘后表面温度分布随距离涡轮旋转轴距离的变化关系,整个涡轮盘后表面沿着径

表 2 进出口已知条件

Table 2 Known conditions of inlet and outlet

节点号码	压力/ 10^5 Pa	温度/ K
265	3.17	547
275	3.17	547
270	1.55	待求
295	1.01	待求



- 说明: ① 包括元件425,426,427,429,430,432,434,436,438,440,442,447,448,449,450,45
② 包括元件431,433,435,437,439,441,443,444,445,446,452,453,454,455,456
③ 包括元件457,458,459,460,466
④ 包括元件461,462,463,464,465
⑤ 包括元件468,470,472,474,476,478,480,482,484,486,488

图 4 涡轮盘一体化网络模型
Fig.4 Coupled network model of turbine disk

向总温差达到了 523 K(250 °Q 左右,温度随着离旋转轴距离的增加而增加,并且增加速度越来越快,靠近叶根时又减缓了速度,也就随着离旋转轴距离的增加温度梯度先变大后变小,这会引起热应力会先变大后变小,这跟涡轮盘的加热方式是从叶根处导热有关,也跟冷却空气沿程温度变化引起冷却能力降低有关,是多个复杂因素影响后的综合表现。

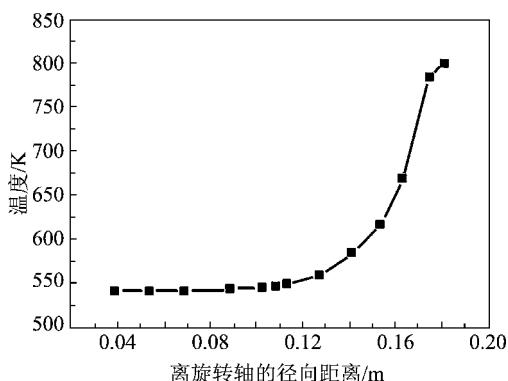


图 5 涡轮盘后表面温度分布预测结果

Fig. 5 Predicted temperature behind turbine disk surface

图 6 是涡轮盘后腔冷却空气平均温度随距离旋转轴距离的变化关系,冷却空气温度上升了 1000 K(75 °Q 左右,并且温度升高速度越来越快,这说明虽然随着离旋转轴距离的增加,冷却空气温度不断升高而使冷却空气的冷却质量不断下降,但固体壁面对空气的换热能力却更急剧地增加了,这说明虽然冷却空气的温度不断增加,但固体壁面和冷却空气的温差增加的更快。

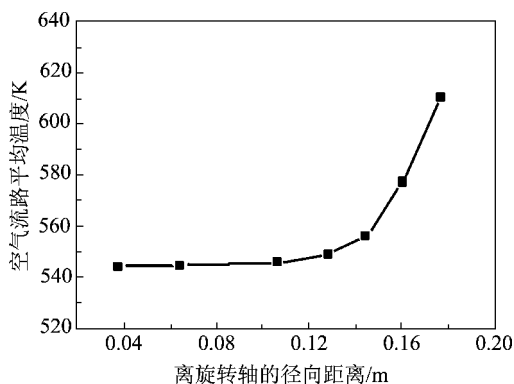


图 6 涡轮盘后腔空气平均温度预测结果

Fig. 6 Predicted average temperature of air in cavity behind turbine disk

图 7 是涡轮盘后面篦齿处(节点 461)的瞬态温度预测,稳定大约需要 2 h,这主要是由于导热

速度较慢,而且流体与固体壁面的不断换热引起双方温度的变化,而温度的变化引起物性的变化,从而又引起流量分配等的变化,这个耦合过程进一步延长了稳定的时间。

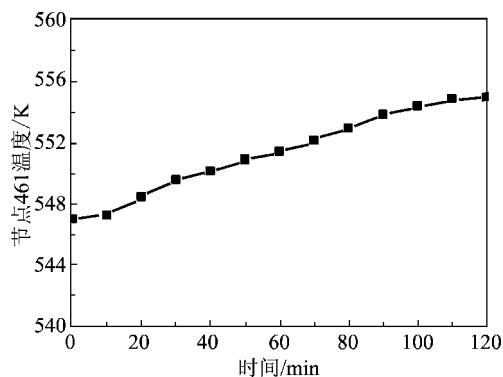


图 7 节点 461 温度变化过程预测

Fig. 7 Predicted temperature history of node 461

4 结 论

本文采用新的方法将流体和固体系统形成统一网络同时求解,在此基础上开发了程序,并应用到有参考结果的算例中得到验证,验证后的程序被应用到航空发动机涡轮盘流固模拟中,综上所述得到如下结论:

- 1) 通过将流体和固体区域用特殊的方式建立统一网络和方程组,开发了一体化网络模拟程序,为研究空气系统及沿程的固体区域提供了一个有用的工具;
- 2) 该程序在流路系统模拟中与 NASA 实验和计算结果吻合较好,证明了程序的可行性;
- 3) 验证后的程序被应用到一个航空发动机涡轮盘冷却模型研究中,得到了冷却空气和涡轮盘的参数变化规律,大大提高了工程设计和改进的效率。

参考文献:

- [1] Schallhorn P A ,David E. An unsteady long bearing squeeze flim damper model :Part II—Statically eccentric operation [R]. AIAA Paper 2000-0353 ,2000.
- [2] Schallhorn P A ,Hass N E. Forward looking pressure regulator algorithm for improved modeling performance within the generalized fluid system simulation program [R]. AIAA Paper 2004-3667 ,2004.
- [3] TAO Zhi ,HOU Shengping. A new approach to simulate the fluid network of unsteady flow[C]// ICHMT International Symposium on Advances in Computational Heat Transfer. Marrakech ,Morocco :[n. s.] ,2008 :154-157.

[4] HOU Shengping. A new unsteady fluid network approach to simulate the characteristics of the air system of a gas turbine system [C]// ICHMT International Symposium, TURBINE-09, on Heat Transfer in Gas Turbine Systems. Antalya, Turkey: [n. s.], 2009.

[5] 陶智,侯升平. 流体网络法在发动机空气冷却系统设计中的应用[J]. 航空动力学报, 2009, 24(1): 1-6.
TAO Zhi, HOU Shengping. Study on application of fluid network to the design of air system in engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(1): 1-6. (in Chinese)

[6] 侯升平,陶智. 非稳态流体网络方法在发动机空气冷却系统中的应用,航空动力学报[J]. 2009, 24(3): 494-498.
HOU Shengping, TAO Zhi. Study on application of unsteady fluid network to the air system in engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 494-498. (in Chinese)

[7] Miltiadis V P. Feedback control of thermal systems modeled via the network approach[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 2004, 126(3): 509-519.

[8] Athavale M M, Ho Y H. Analysis of coupled seals, secondary and powerstream flow fields in aircraft and aerospace turbomachines[R]. NASA/ CR Paper 2005-212716, 2005.

[9] Tetlow M R, Evans M E. Monte Carlo analysis for a booster flyback guidance system [R]. AIAA Paper 2005-819, 2005.

[10] Gamble E J, Gutierrez J. Development of a scramjet/ ramjet heat exchanger analysis tool (SRHEAT TM) [R]. AIAA Paper 2008-4614, 2008.

[11] Gamble E J, Giel D. Systematic optimization approach for scramjet/ ramjet heat exchanger analysis tool (SRHEAT TM) [R]. AIAA Paper 2008-5173, 2008.

[12] Holt K, Majumdar A. Numerical modeling and test data comparison of propulsion test article helium pressurization system[R]. AIAA Paper 2000-3719, 2000.